Biblioteczka Skrzydlatej Polski



Tadeusz Królikiewicz

Współczesne samoloty szkolne

Okładkę i stronę tytułową projektował
Tadeusz Pietrzyk

Fotografię na okładkę wykonał
Leszek Wróblewski

629.7

Opisy samolotów stosowanych do szkolenia i treningu w lotnictwie cywilnym i wojskowym, na tle ich historycznego rozwoju. Opisy ilustrowane fotografiami i rysunkami technicznymi.

Odbiorcy: czytelnicy tygodnika Skrzydlata Polska oraz wszyscy interesujący się lotnictwem.

Opiniodawcy
dr inż. Edmund Cichosz, inż. Janusz Wojciechowski
Redaktor *Teresa Drzal*
Redaktorzy techniczni *Anna Monińska, Mirosława Kostrzyńska*
Korekta *Halina Oleśkiewicz, Alina Podmiotko*

ISBN 83-206-0254-8

Wydawnictwa Komunikacji i Łączności, Warszawa 1982
Wydanie 1. Nakład 20 000+200 egz.
Ark. wyd. 16. Ark. druk. 14,75.
Oddano do składu w kwietniu 1981 r.
Podpisano do druku i druk ukończono w czerwcu 1982 r.
Papier druk. sat. IV kl. 71 g 86×122 cm.
Zam. P/54/81. K/8967.
Szczecińskie Zakłady Graficzne
zam. 559/11.10/I P-5/85

Spis treści

Wstęp 7
1. Historia samolotu szkolnego 9
2. Fazy współczesnego szkolenia lotniczego . . . 27
3. Klasyfikacja współczesnych samolotów szkolnych . 29
4. Współczesne śmigłowe samoloty szkolne 33
5. Samoloty szkolno-treningowe o napędzie odrzutowym 39
6. Nowa generacja samolotów szkolnych o napędzie odrzutowym 43
7. Samoloty treningowe przejściowe 48
8. Wersje szkolne samolotów użytkowych 51
9. Specjalne samoloty treningowe 54
10. Przegląd współczesnych samolotów szkolnych . . 56

Samoloty szkolne o napędzie tłokowym 56

PZL-110 „Koliber" (Polska) 56
Chincul „Cherokee Arrow Trainer" (Argentyna) . . 58
Aerotec A-122 „Uirapuru" (T-23) (Brazylia) . . . 61
Aerotec A-132 „Uirapuru II" (Brazylia) 62
Neiva N261 „Universal" (Brazylia) 64
Neiva N262 „Universal II" (Brazylia) 65

Szenjang BT-6 (Chiny) 65
Zlin 42 M (Czechosłowacja) 68
Zlin Z-142 (Czechosłowacja) 70
Valmet L-70 „Miltrainer Vinka" (Finlandia) 72
Socata Rallye 110 ST „Galopin" (Francja) 75
Aerospatiale TB30 „Epsilon" (Francja) 76
Hindustan Aeronautics Ltd. HAL HPT-32 (Indie) . . 78
Fuji FA-200 „Subaru" (Japonia) 81
Fuji KM-2B (Japonia) 83
UTVA-75 (Jugosławia) 85
Aerospace CT4B „Airtrainer" (Nowa Zelandia) 88
MBB T.1 „Flamingo" (RFN—Szwajcaria) 90
ICA IAR-823 (Rumunia) 92
Beechcraft „Musketeer Sport 150" i „Sundowner 180" (USA) 95
Beechcraft „Bonanza" F33C (USA) 97
Beechcraft 77 „Skipper" (USA) 99
Cessna 152 (USA) 101
Cessna 172 „Skyhawk" oraz R172E (USA) 104
Gulfstream American AA-1C oraz „T-cat" (USA) . . 106
Piper PA-18-150 „Super Cub" (USA) 109
Piper PA-38 „Tomahawk" (USA) 111
FAA AS.202 „Bravo" (Szwajcaria) 113
SAAB „Safari" (Szwecja) 116
SAAB „Supporter" oraz wersja „Safari TS" (Szwecja) . 117
Pazmany PL-1B oraz PL-2 (Tajwan—USA) 119
BAe SA-3-120 „Bulldog" 120 (W. Brytania) 121
NDN 1 „Firecracker" (W. Brytania) 124
Partenavia P.66C-160 „Charlie" (Włochy) 126
SIAI Marchetti SF.260M (Włochy) 128
SIAI Marchetti SF.260W „Warrior" (Włochy) 131
Jakowlew Jak-18T (ZSRR) 132
Jakowlew Jak-52 (ZSRR) 134

Samoloty szkolne o napędzie turbośmigłowym . . . 137

Embraer EMB-312 (T-27) (Brazylia) 137
Rhein Flugzeugbau „Fantrainer" 400 (RFN) 140
Pilatus PC-7 „Turbo-Trainer" (Szwajcaria) 142
Beechcraft T-34C (USA) 145

Beechcraft T-34C-1 (USA) 146
AIDC T-CH-1 (Tajwan) 148

Samoloty szkolne o napędzie odrzutowym 150

TS-11 „Iskra" (Polska) 150
Aero L-29 „Delfin" (Czechosłowacja) 154
Aero L-39 „Albatros" (Czechosłowacja) 156
Aero L-39ZO (Czechosłowacja) 159
Aerospatiale CM 170 „Super Magister" (Francja) . . . 160
Aerospatiale „Fouga" 90 (Francja) 162
Microturbo „Microjet" 200 (Francja) 165
Hispano HA-200E „Saeta" (Hiszpania) 167
CASA C-101 „Aviojet" (Hiszpania) 169
HAL HJT-16 Mk 1 „Kiran" (Indie) 172
Fuji T-1 (Japonia) 175
Mitsubishi T-2 (Japonia) 177
Soko G2-A i G-2A-E „Galeb" (Jugosławia) 180
Soko J-1 (RJ-1) „Jastreb" i T-J1 „Jastreb Trainer" (Jugosławia) 182
Canadair CL-41 „Tutor" (Kanada) 183
Cessna T-37 (USA) 185
Gulfstream American „Peregrine" 600 (USA) 188
Northrop T-38A „Talon" (USA) 190
Rockwell International T-2C „Buckeye" (USA) 192
SAAB 105 Sk60 (Szwecja) 195
SAAB 105Ö (Szwecja) 196
BAe (BAC 145) „Jet Provost" T. Mk5 (W. Brytania) . 198
BAe (BAC 167) „Strikemaster" (W. Brytania) 201
BAe „Hawk" (W. Brytania) 203
Aermacchi M.B. 326 (Włochy) 206
Aermacchi M.B. 339 (Włochy) 209
Caproni „Vizzola" C22J (Włochy) 212
SIAI Marchetti S. 211 (Włochy) 214
Dassault/Breguet — Dornier „Alpha Jet" (Francja—RFN) 216
Literatura 220

Wstęp

Pierwszym samolotem, z jakim zapoznaje się praktycznie kandydat na pilota, jest samolot szkolny, opracowany specjalnie dla zadań szkolenia. Dlatego też ma on dwa miejsca: pilota oraz instruktora. Wyposażony jest w zdwojone sterownice i zazwyczaj jest łatwiejszy w pilotażu nie tylko od samolotów, których pilotowanie jest przeznaczeniem szkolonego pilota, ale nawet od kolejnych samolotów szkolnych, stosowanych w cyklu szkolenia. Wymagania, jakie stawia się samolotom szkolnym, uwzględniają konieczne ich właściwości, zapewniające bezpieczny i efektywny przebieg szkolenia, a więc prawidłowe właściwości pilotażowe, w tym prawidłowe zachowanie, szczególnie w trudnych dla pilota fazach lotu (np. podczas akrobacji, lądowania, w przeciągnięciu itd.), dobrą sterowność, wysoką wytrzymałość, duże dopuszczalne przeciążenia, zwłaszcza kategorii samolotów dopuszczonych do akrobacji, odpowiedni układ miejsc (obok siebie lub tandem — zależnie od przyjętego systemu szkolenia), wyposażenie właściwe dla fazy szkolenia (loty z widzialnością — VFR lub bez widzialności — IFR). Ponadto samoloty te powinna charakteryzować niezawodność i trwałość. Odpowiednie przepisy budowy samolotów szkolnych precyzują szczegółowo konieczne ich właściwości.

W historii rozwoju lotnictwa ukształtowały się zasadnicze szczeble szkolenia, którym odpowiadają samoloty do szkolenia początkowego, szkolno-treningowe i treningowe (przejściowe). Specjalizacja pilota oraz członków załóg spowodowała konieczność odpowiedniego doboru charakterystyk samolotów szkolnych i opracowania samolotów przeznaczonych do szkolenia w pilotowaniu określonych typów samolotów użytkowych, np. wersji szkolnych samolotów bojowych czyli szkolno-bojowych, specjalnych samolotów szkolnych, jak np. do treningu w stosowaniu określonych urządzeń (systemów nawigacyjnych, systemów celowania itd.). Stała się również powodem szerokiego stosowania do szkolenia symulatorów (naśladowników lotu, kabin treningowych), które umożliwiają naziemny trening sytuacji występujących podczas lotu, zmniejszając koszty szkolenia.

Proces szkolenia we współczesnym lotnictwie jest procesem ciągłym. W lotnictwie wojskowym po odpowiednim cyklu szkolenia w szkole, w pułku szkolnym, następuje ciągły trening pilota, zdobywa on coraz większe umiejętności, coraz wyższe klasy pilotażowe. Samolot użytkowy (bojowy) jest więc w pewnym sensie również samolotem szkolnym. Samoloty bojowe starzeją się, są zastępowane przez bardziej nowoczesne, co wymaga przeszkalania pilota na ten nowy sprzęt.

Również w lotnictwie cywilnym pilot zdobywa doświadczenie podczas pilotowania samolotów użytkowych.

Możliwości sprostania przez pilota coraz wyższym wymaganiom, zależą w znacznej mierze od całokształtu procesu jego wyszkolenia, którego pierwszym podstawowym elementem jest szkolenie na odpowiednio dobranych samolotach szkolnych. Rozwijane są one równolegle z samolotami użytkowymi, których pilotowanie jest przeznaczeniem szkolonych uczniów.

Zarys historii, stan obecny i kierunki rozwoju samolotów szkolnych oraz przegląd około 70 wybranych współczesnych typów i wersji samolotów szkolnych przedstawia niniejszy tomik „Biblioteczki Skrzydlatej Polski”.

Historia samolotu szkolnego

1

Pionierzy, konstruktorzy pierwszych samolotów, koncentrowali swoje wysiłki głównie na zapewnieniu możliwości wykonywania lotów przez budowane przez nich konstrukcje, nie zaś na problemie uczenia się bądź nauczania latania. Sami natomiast uczyli się latać poprzez własne doświadczenia i błędy.

Pierwsze samoloty szkolne były wyposażone wprawdzie w pojedynczą sterownicę, ale były to samoloty dwumiejscowe, w których pilot-instruktor miał możliwość ingerencji w czynności ucznia. Przed lotami uczeń był oczywiście odpowiednio pouczany.

Samoloty szkolne wyposażone w zdwojone sterownice powstały jeszcze przed pierwszą wojną światową; miejsca ucznia i instruktora były usytuowane jedno za drugim. Znalazł również zastosowanie układ miejsc obok siebie, ale w okresie nieco późniejszym.

Pierwsze szkoły lotnicze powstały w latach 1909—1910. Szkoły te były tworzone i prowadzone przez konstruktorów i producentów samolotów. Znana była na przykład szkoła L. Blériota, konstruktora samolotów, pilota i właściciela fabryki, produkującej jego własne konstrukcje.

Przed pierwszą wojną światową szkoły lotnicze stosowały w szkoleniu najczęściej następujące samoloty: we Francji — Blériot XI, Farman IV, VII oraz Voisin, w Niemczech — Ettrich Rumpler, LVG BI, Brandenburg D, w W. Brytanii — Bristol Boxkite, Grahame-White XV, Handley Page G.

Liczba wyszkolonych pilotów stopniowo wzrastała. Wśród wyszkolonych przed pierwszą wojną światową znaleźli się również Polacy, których około 30 otrzymało licencje pilotów. Niektórzy z nich stali się wkrótce znanymi pilotami i instruktorami.

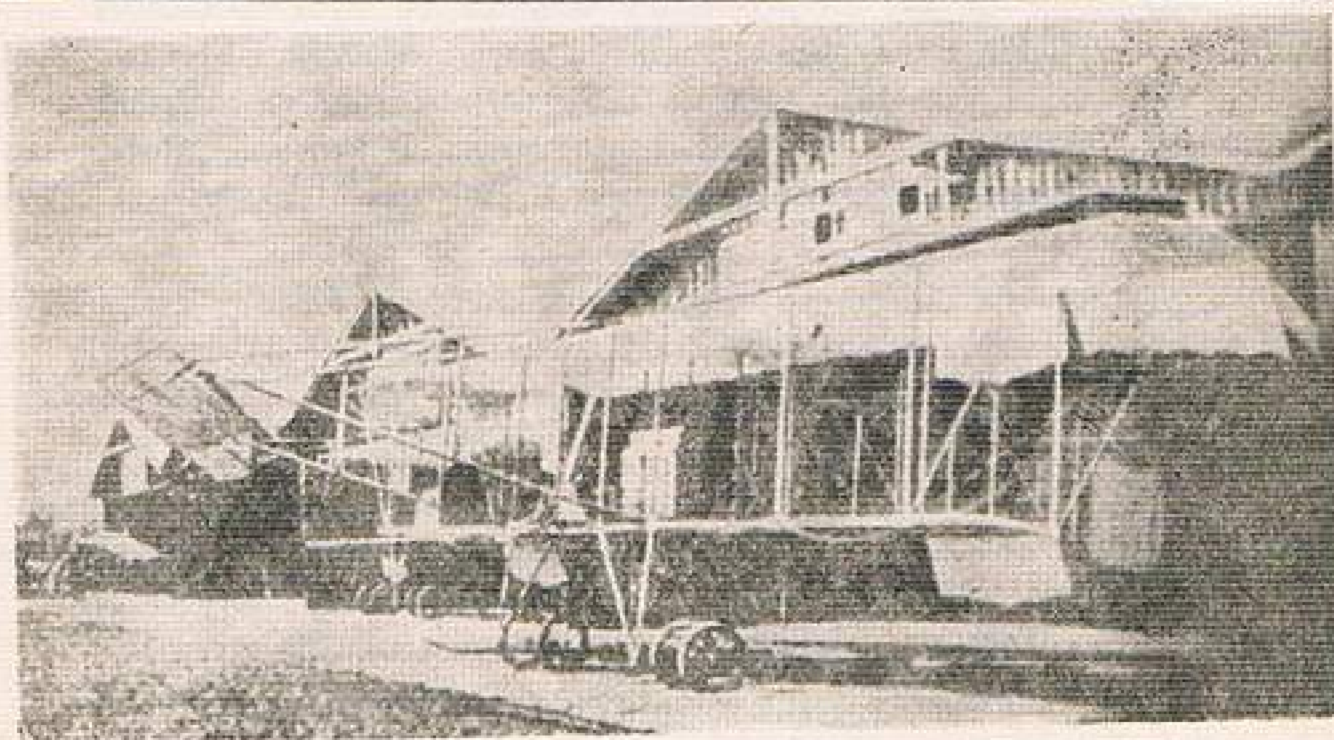
W Warszawie w 1911 r. została założona przez Warszawskie Towarzystwo Lotnicze „Awiata" pierwsza polska szkoła lotnicza. Działała stosunkowo krótko, ale była odbiciem polskich zainteresowań i dążeń lotniczych. Do nauki pilotażu używano w szkole towarzystwa „Awiata" samolotów Etrich Rumpler, Blériot XI oraz Farman IV i VII. Trzy ostatnie typy były produkowane na

podstawie licencji przez warsztaty lotnicze towarzystwa „Awiata" (zbudowano ok. 10 sztuk).

W latach poprzedzających pierwszą wojnę światową zaczęło się rozwijać intensywnie lotnictwo wojskowe. Obok cywilnych szkół lotniczych powstawały szkoły wojskowe. Ponieważ wówczas samoloty wojskowe nie różniły się zasadniczo od cywilnych, w szkołach wojskowych używano do szkolenia takich samych samolotów jak w szkołach cywilnych.

Podczas pierwszej wojny światowej zaczęto budować samoloty wojskowe rozpoznawcze (zwane wówczas wywiadowczymi), myśliwskie i bombowe. Opracowywano również specjalne samoloty przeznaczone do szkolenia — łatwe w pilotażu i proste w konstrukcji. Do szkolenia wykorzystywano także wersje szkolne (nieuzbrojone) samolotów rozpoznawczych oraz wycofywane z pierwszej linii starsze samoloty bojowe, co było charakterystyczne w całym późniejszym rozwoju wojskowego szkolenia lotniczego.

Do szeroko używanych podczas pierwszej wojny światowej samolotów szkolnych należały: we Francji — Caudron G2, Nieuport 80E2, Morane-Saulnier MS 30El, w W. Brytanii — Avro 504, w Niemczech — Brandenburg BIIa, Albatros BII i inne.



Farman VII — samolot używany do szkolenia przed pierwszą wojną światową

Po odzyskaniu niepodległości niektóre z tych samolotów znalazły się w polskich szkołach lotniczych.

Organizatorzy polskiego lotnictwa wojskowego po pierwszej wojnie światowej słusznie uważali, że jedną z głównych podstaw rozwoju lotnictwa są kadry, głównie piloci. Polaków wyszkolonych na pilotów w lotnictwie państw zaborczych oraz we Francji było niewielu, a poziom ich umiejętności był zróżnicowany. Z tego też powodu w pierwszym okresie po odzyskaniu niepodległości dużo uwagi poświęcono rozwojowi szkolnictwa lotniczego. Otwarto kilka szkół lotniczych: w grudniu 1918 r. utworzono wojskową szkołę lotniczą w War-

szawie, a wkrótce po zdobyciu lotniska w Ławicy-Poznaniu otwarto tam szkołę lotniczą, wyposażoną w sprzęt na dobrym poziomie i mającą doświadczonych instruktorów; w maju 1919 r. utworzono w Krakowie I Szkołę Pilotów (niższego stopnia), a szkołę w Warszawie przemianowano na II Szkołę Pilotów (wyższy kurs).

W maju 1919 r. sprowadzono do Polski szkołę lotniczą z Francji. Ze względu na jej poziom, organizację i sprzęt, miała ona ważne znaczenie dla dalszego rozwoju szkolnictwa lotniczego w Polsce. Stacjonowała początkowo w Warszawie, następnie w Dęblinie, a latem 1920 r. przebazowano ją do Bydgoszczy.

Otwarto także szkoły obserwatorów lotniczych, załóg balonowych i mechaników lotniczych. W utworzonych szkołach wprowadzono różne programy szkolenia, gdyż miały one instruktorów lotniczych wyszkolonych w różnych państwach oraz różny sprzęt lotniczy.

Szkolony w I Szkole Pilotów w Krakowie uczeń przechodził kolejno przez trzy kategorie szkolenia — A, B, C. Początkowo — w kategorii A — wykonywał ok. 100 lotów z instruktorem na samolocie Brandenburg BII i po wylaszowaniu *), kilka lotów samodzielnych. Następnie — w kategorii B — odby-



Caudron G-2 — samolot szkolny do nauki elementarnego pilotażu, używany w polskim lotnictwie wojskowym po zakończeniu pierwszej wojny światowej. Po wycofaniu z lotnictwa wojskowego samoloty tego typu przekazano aeroklubom (samolot był napędzany silnikiem tłokowym Le Rhône o mocy 44 kW, jego masa startowa wynosiła 650 kg, osiągał prędkość 95 km/h)

*) Wylaszowanie — w gwarze lotniczej odbycie pierwszego samodzielnego lotu.

wał około 100 lotów samodzielnych, ucząc się różnych zadań, i wreszcie — w kategorii C — wykonywał loty na samolotach z silnikami o większej mocy, od 110 do 160 kW (150—200 KM).

W Ławicy były stosowane do początkowego szkolenia samoloty Albatros BII, a w drugiej fazie szkolenia zaawansowanych uczniów samoloty coraz trudniejsze w pilotażu, m. in. samoloty rozpoznawcze: Albatros od CI do CXII, Rumpler CI i CIV, LVG CV i CVI oraz DFW CV i CVI. Niektórzy zaawansowani uczniowie szkoleni byli na jednomiejscowych samolotach myśliwskich.

We francuskiej szkole pilotów używano na początku szkolenia samolotów Morane Rouler. Był to samolot wyposażony w silnik o stosunkowo małej mocy — 33 kW (45 KM), z płatem o małej powierzchni, co uniemożliwiało start samolotu. Służył do nauki zachowania się podczas kołowania, rozbiegu i dobiegu. Podstawowe szkolenie odbywało się na samolocie Caudron GIII, na którym uczeń wykonywał 60—100 lotów z instruktorem i 70—80 lotów samodzielnych, po wylaszowaniu. Do szkolenia zaawansowanych uczniów były wykorzystywane samoloty Nieuport 23 i 18; następnie uczniowie rozpoczynali loty na samolotach bojowych.

Po reorganizacji szkół lotniczych w latach 1921—1925 personel latający szkolono w trzech szkołach personelu latającego (Szkoła Pilotów w Bydgoszczy, Wyższa Szkoła Pilotów w Grudziądzu i Oficerska Szkoła Obserwatorów Lotniczych w Toruniu), przy czym wprowadzono powszechnie francuski system szkolenia. W 1925 r. sformowano w Grudziądzu Oficerską Szkołę Lotnictwa, a w Bydgoszczy Centrum Wyszkolenia Podoficerów Lotnictwa. Zorganizowano również Lotniczą Szkołę Strzelania i Bombardowania.

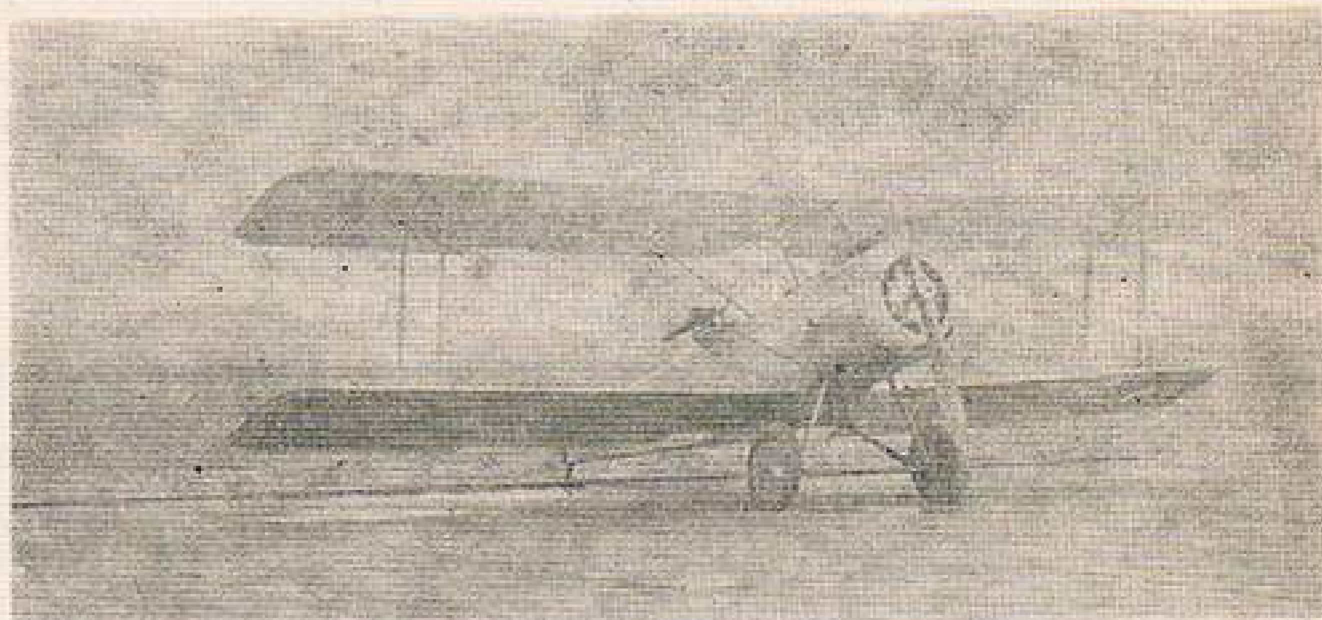
Utworzona w Grudziądzu Oficerska Szkoła Lotnicza (OSL) została przeniesiona w 1927 r. do Dęblina i przemianowana na Szkołę Podchorążych Lotnictwa; weszła ona w skład Centrum Wyszkolenia Oficerów Lotnictwa Nr 1 (CWOL nr 1), przemianowanego w 1937 r. na Centrum Wyszkolenia Lotnictwa nr 1. Obejmowało ono Szkołę Podchorążych Lotnictwa, Szkołę Podchorążych Rezerwy Lotnictwa (w Radomiu) oraz różne oficerskie kursy szkoleniowe.

Centrum Wyszkolenia Lotnictwa nr 2 w Bydgoszczy prowadziło Szkołę Podoficerów Lotnictwa dla Małoletnich, a także rozmaite podoficerskie kursy szkoleniowe.

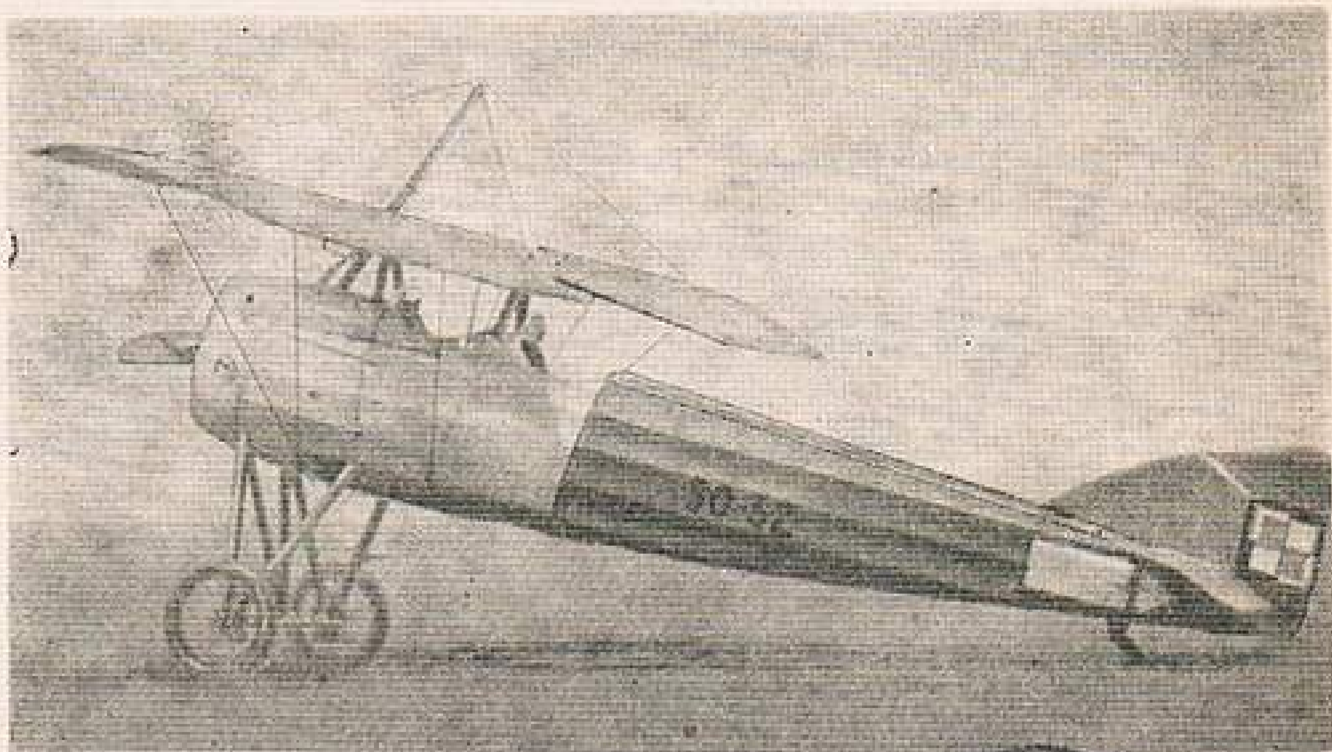
Szkolenie w lotnictwie wojskowym po utworzeniu OSL odbywało się początkowo na francuskim sprzęcie szkolnym, importowanym z Francji bądź licencyjnym. Uzupełnił go wkrótce i prawie całkowicie zastąpił sprzęt szkolny, opracowany i produkowany w kraju.

Import samolotów z Francji w pierwszym dziesięcioleciu po odzyskaniu niepodległości objął więc, poza bojowymi, także samoloty szkolne. Sprowadzono w 1924 r. 70 sztuk samolotów Hanriot HD-14, a następnie produkowano je w Wielkopolskiej Wytwórni Samolotów „Samolot" w Poznaniu na podstawie licencji. Wykonano 220 tych samolotów, oznaczonych H-28. Były one używane do nauki wstępnego pilotażu, podobnie jak sprowadzone w 1925 r. w liczbie 70 sztuk samoloty Morane Saulnier MS AR-35 EP2. Przejściowym samolotem szkolnym był produkowany w wytwórni „Samolot" na podstawie licencji samolot Hanriot H-19.

Pierwszym opracowanym w kraju i produkowanym seryjnie samolotem był szkolny samolot Bartel BM-4, konstrukcji Ryszarda Bartla. Na przełomie lat dwudziestych i trzydziestych wytworzono ok. 70 samolotów w wersji BM-4a i BM-4h, a następnie 60 treningowych (drugiego stopnia szkolenia) BM-5 w wersjach BM-5A, BM-5B, BM-5C i wersji zmodyfikowanej po zakończeniu produkcji BM-5d (produkcja wytwórni „Samolot").

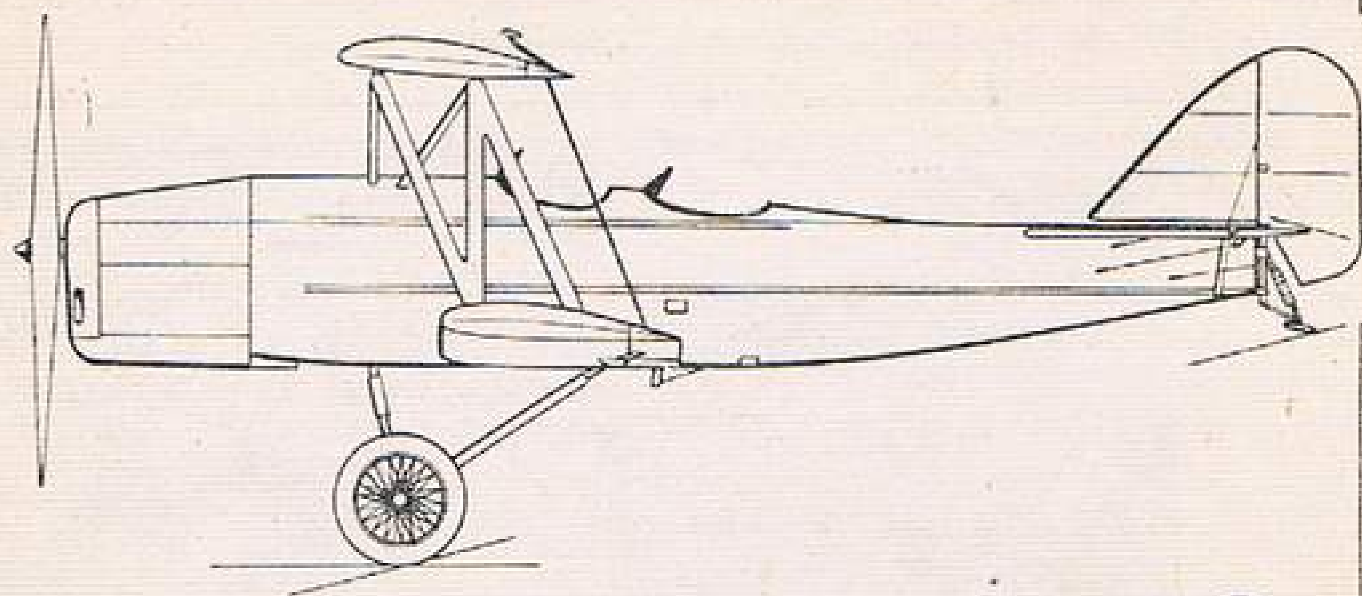


Hanriot H-28 przeznaczony do nauki elementarnego pilotażu produkowany w Wielkopolskiej Wytwórni Samolotów „Samolot" w Poznaniu na podstawie francuskiej licencji (samolot był napędzany silnikiem rotacyjnym Le Rhône o mocy 59 kW, jego masa startowa wynosiła 830 kg, prędkość maksymalna — 116 km/h, prędkość lądowania — 52 km/h)

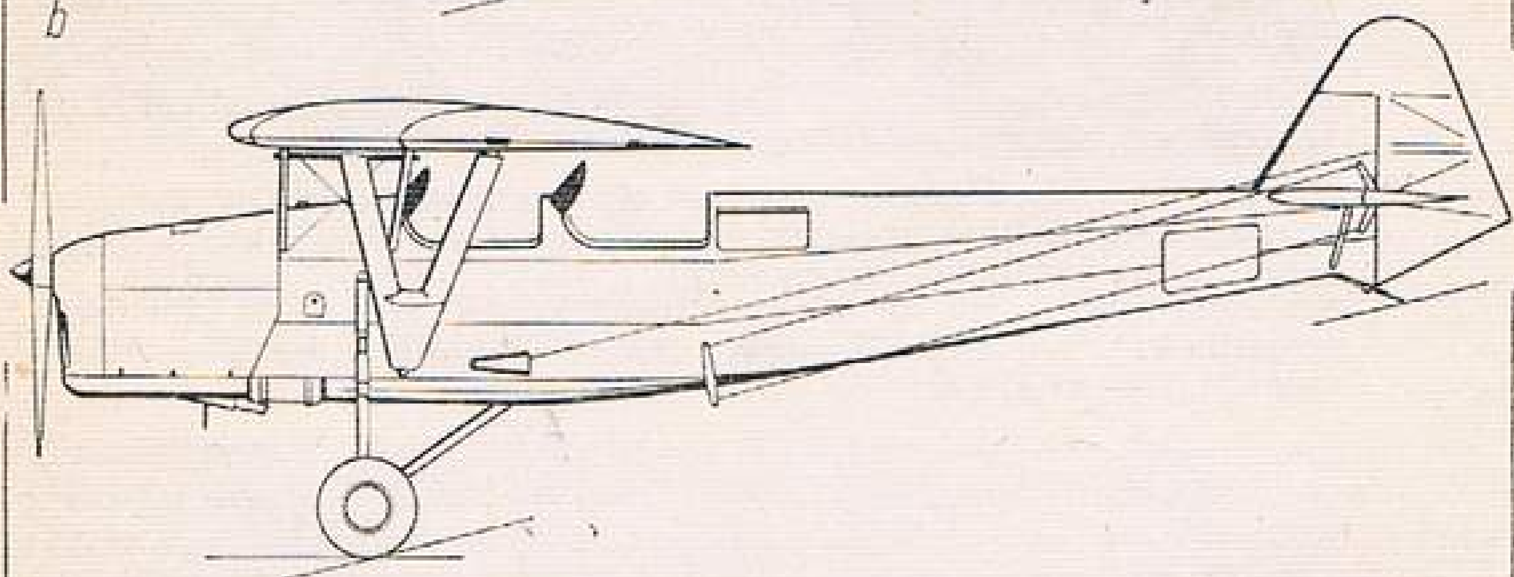


Morane Saulnier MS AR-35 EP2 używany do nauki elementarnego pilotażu w polskim lotnictwie wojskowym (samolot był napędzany silnikiem rotacyjnym Le Rhône o mocy 59 kW, jego masa startowa wynosiła [illegible]0 kg, prędkość maksymalna — 126 km/h, prędkość minimalna — 56 km/h)

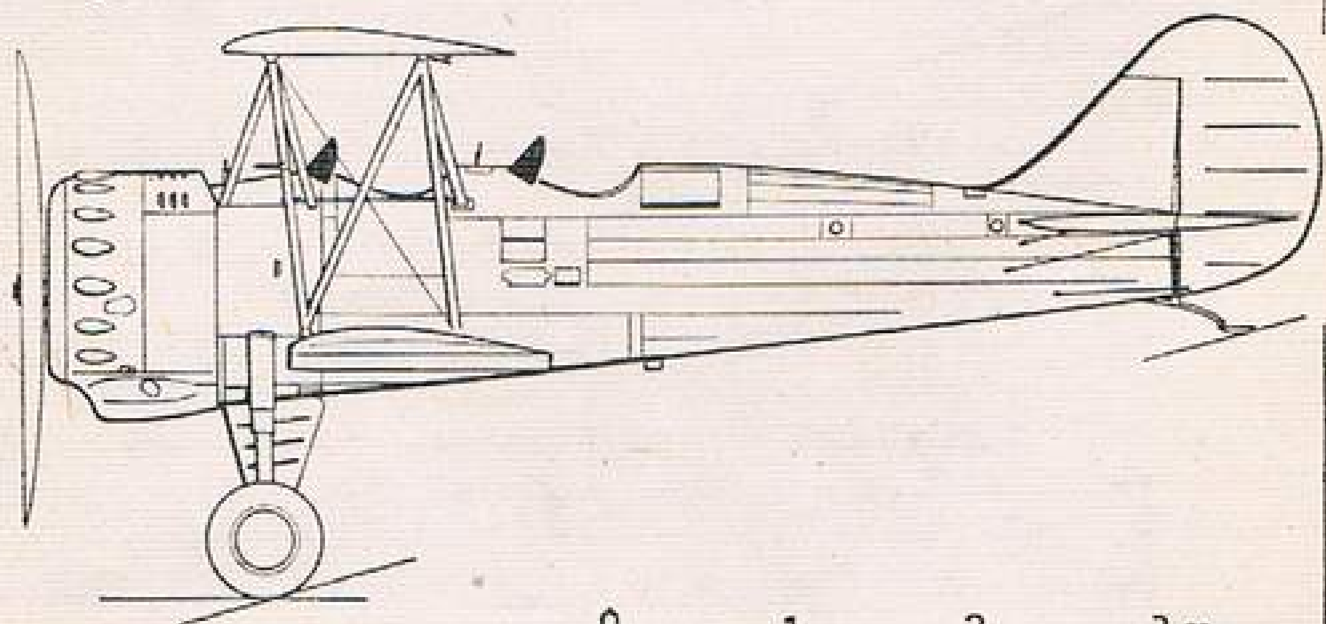
a



b



c



W latach późniejszych wymienione samoloty do początkowego szkolenia zostały zastąpione przez samoloty RWD-8, produkowane od 1932 r. w Doświadczalnych Warsztatach Lotniczych (RWD), a następnie, po wprowadzeniu zmian konstrukcyjnych, w Podlaskiej Wytwórni Samolotów (PWS). Samolot RWD-8, zbudowany w liczbie ok. 600 sztuk, był szeroko stosowany do wstępnego szkolenia, a także do zadań łącznikowych i holowania szybowców w lotnictwie wojskowym i cywilnym (w aeroklubach).

W wojskowych szkołach lotniczych po przeszkoleniu na samolocie RWD-8 następowało szkolenie na samolotach PWS-16 bis i PWS-18. Konstrukcje te uzupełnił bądź zastąpił samolot trenigowy PWS-26 (rozwojowa wersja PWS-16 bis). Oceny samolotu PWS-26 stawiały go w czołówce ówczesnych samolotów szkolnych drugiego stopnia szkolenia, gdyż zachowywał się prawidłowo w pilotażu zwykłym, w akrobacji, w korkociągu i w locie odwróconym. PWS-26 był też przystosowany do nauki zadań bojowych — strzelania i bombardowania — oraz do pilotażu bez widoczności. Zamówiono około 400 tych samolotów, z czego do września 1939 r. wyprodukowano ok. 300.

Po szkoleniu na samolotach drugiego stopnia szkolenia, następowało przejście na samoloty bojowe. Były to samoloty liniowe starszego typu — Potez XV, XXVII i XXV, myśliwskie PWS-A (licencyjna Avia BH-33), Wibault 70C1 (produkowany na podstawie licencji w PZL) i PWS-10, a w drugiej połowie lat trzydziestych również nowsze, będące aktualnie w składzie uzbrojenia lotnictwa: PZL P-7a, PZL P-11a, P-11c i PZL-23A oraz PZL-23B „Karaś".

Należy wspomnieć, że tuż przed wybuchem wojny opracowywano kilka nowych typów samolotów szkolnych. Wymienić należy RWD-17 — następcę RWD-8, dwupłatowy samolot PWS-35 „Ogar" oraz dwusilnikowy udany samolot treningowy, PWS-33 „Wyżeł", przeznaczony do szkolenia pilotów samolotów dwusilnikowych i do treningu w nawigacji. Wymienione samoloty nie wyszły ze stadium prototypów.

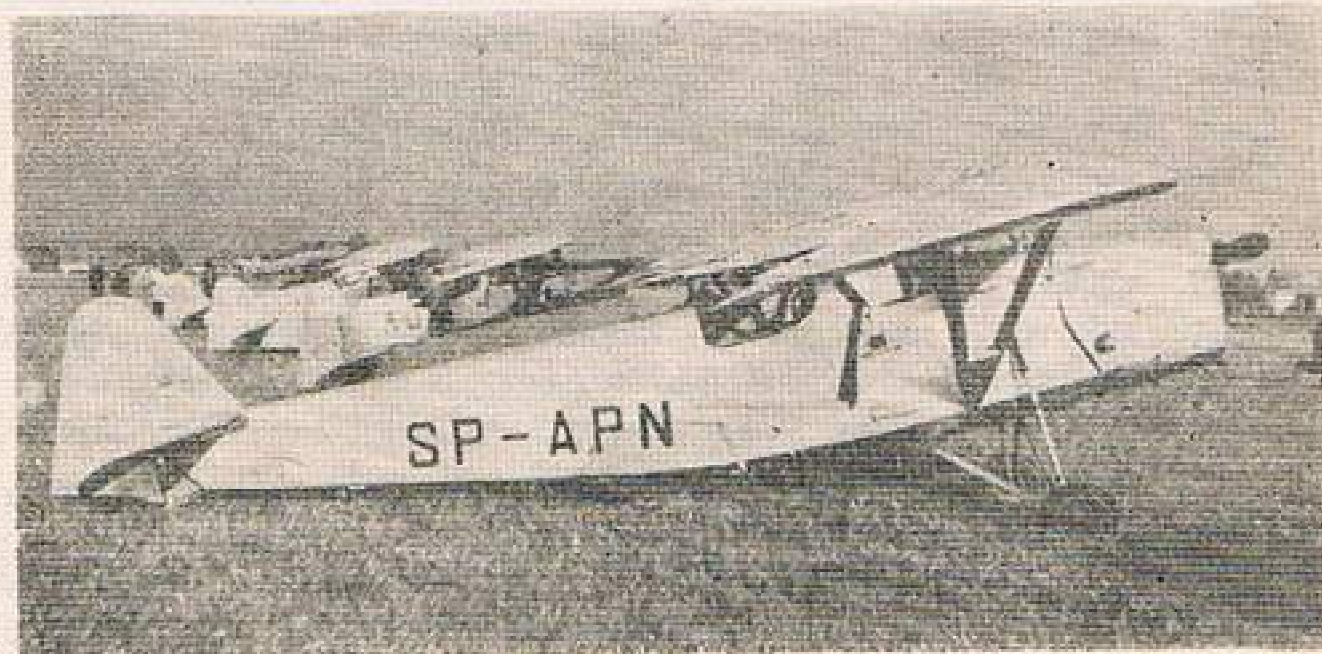
Wysoki poziom szkolnictwa lotniczego w okresie międzywojennym sprawił, że piloci i pozostali członkowie załóg samolotów wojskowych — obserwatorzy, strzelcy — byli dobrze wyszkoleni i przygotowani do działań bojowych. Mimo przestarzałego w większości sprzętu i tylko niewielkiej liczby nowoczesnych wówczas samolotów bojowych (bombowiec PZL-37 „Łoś"), stawili oni czoła hitlerowskiemu najeźdźcy, zmagając się z nim bohatersko w Wojnie Obronnej 1939 r., a później na wszystkich frontach walk z niemieckim faszyzmem.

Niektóre samoloty szkolne opracowane i produkowane w Polsce w okresie międzywojennym

a — samolot do nauki elementarnego pilotażu Bartel BM-4h (samolot był napędzany silnikiem o mocy 88 kW, masa startowa wynosiła 800 kg, prędkość maksymalna — ok. 135 km/h, prędkość minimalna — ok. 57 km/h),
b — samolot do nauki elementarnego pilotażu RWD-8 pws budowany w Podlaskiej Wytwórni Samolotów, używany w wojsku i aeroklubach (samolot był napędzany silnikiem o mocy 88 kW, masa startowa samolotu wynosiła 750 kg, prędkość maksymalna — 170 km/h, a prędkość minimalna — ok. 80 km/h,
c — samolot szkolno-treningowy PWS-26 (samolot był napędzany silnikiem gwiazdowym o mecy 176 kW; masa startowa samolotu wynosiła 1170 kg, prędkość maksymalna — 200 km/h, minimalna — ok. 80 km/h)

Nieugięta wola walki, bohaterstwo i wysoki poziom wyszkolenia sprawiły, że czyny bojowe polskich pilotów i załóg samolotów okryły zasłużoną sławą polskie skrzydła i przyczyniły się do zwycięstwa nad faszyzmem.

Po klęsce wrześniowej polscy lotnicy dążyli różnymi drogami na Zachód, do Francji, gdzie formowały się polskie jednostki lotnicze, przygotowując się do dalszej walki. Pierwszym etapem tworzenia tych jednostek było przeszkolenie na sprzęcie stanowiącym wyposażenie lotnictwa we Francji. Faza ta nie została zakończona przed upadkiem Francji, ale część przeszkolonych już pilotów, a w szczególności piloci wchodzący w skład tzw. Grupy Montpellier oraz szeregu kluczy myśliwskich w dywizjonach francuskich, zdążyła wziąć udział w walce.



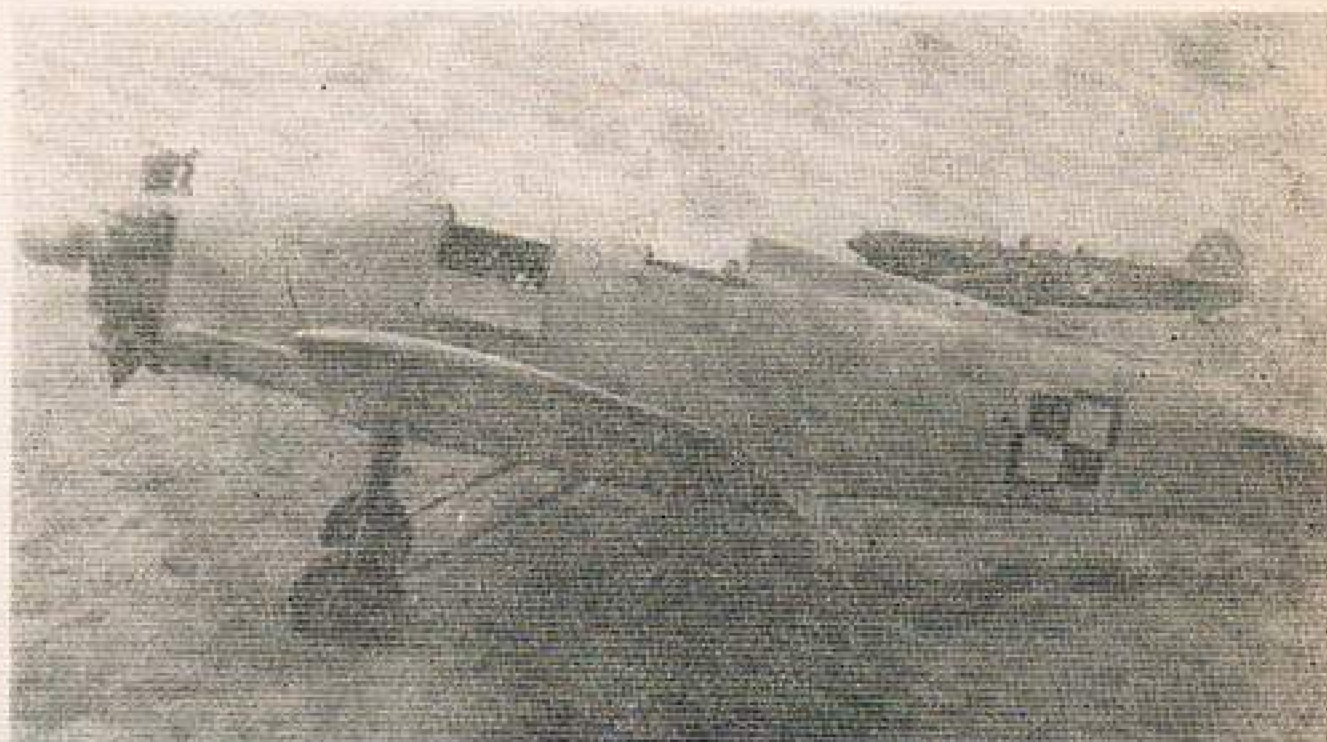
Samolot RWD-8 pws używany w lotnictwie sportowym



Samolot PWS-26 z CWL w Dęblinie

Już w kilka tygodni po upadku Francji, bezpośrednio po krótkim okresie przeszkolenia na brytyjskim sprzęcie, polscy piloci weszli do akcji w dywizjonach brytyjskich, a następnie w pierwszych polskich dywizjonach bojowych. Ich czyny w Bitwie o Anglię oraz późniejsze są dobrze znane.

Do szybkiego przygotowania polskich dywizjonów przyczynił się wysoki poziom już wyszkolonych pilotów, ale rozbudowa polskich sił powietrznych w W. Brytanii, wymagająca uzupełniania personelu latającego, spowodowały konieczność utworzenia polskich ośrodków szkolenia załóg samolotów. W Hucknall powstała szkoła nr 1 — (Polish) Flying Training School, później nr 25 — (Polish) Elementary Flying Training School, w Peterborough, przeniesiona następnie do



Samolot szkolno-treningowy UT-2, stosowany do szkolenia w Ludowym Lotnictwie Polskim w okresie wojny i bezpośrednio po wojnie (samolot był napędzany silnikiem M-11D o mocy 92 kW, masa startowa samolotu wynosiła 940 kg, prędkość maksymalna — 210 km/h)

Hucknall oraz nr 16 — Secondary (Polish) Flying Training School (dla zaawansowanych) w Newton. Ponadto załogi polskie były szkolone w niektórych brytyjskich ośrodkach szkolnych, gdzie sformowano polskie dywizjony lub eskadry szkolne.

Do szkolenia początkowego pilotów były używane samoloty De Havilland DH-82 „Tiger Moth" oraz Fairey Battle „Trainer". Jako samolotów treningowych używano głównie samolotów „Miles-Master" MK I, II i III, oraz amerykańskich North American „Harvard" w wersjach Mk IIA, IIB i III. Do szkolenia załóg samolotów wielosilnikowych były stosowane dwusilnikowe samoloty Airspeed „Oxford" Mk I i II oraz Avro „Anson" w kilku wersjach.

W innej części Europy, w Związku Radzieckim, 23 sierpnia 1943 r. rozpoczęło się na lotnisku koło Grigoriewskoje szkolenie grupy przyszłych pilotów samodzielnej eskadry lotnictwa myśliwskiego. 4 września eskadra miała na swoim wyposażeniu 17 samolotów szkolnych. Były to samoloty szkolno-treningowe UT-2 (13 szt.), szkolno-łącznikowe U-2 (3 szt.) i 1 samolot szkolno-bojowy Jak-7W.

Dalszy wzrost liczebny oddziałów polskich w ZSRR i utworzenie w związku z tym 1 Pułku Lotnictwa Myśliwskiego „Warszawa" spowodowało wzrost liczby szkolonych uczniów oraz wzrost liczby samolotów szkolnych. W listopadzie liczba samolotów szkolnych UT-2 wynosiła 21, a samolotów szkolno-bojowych Jak-7W — 4 szt. Później, w miarę postępu szkolenia, wzrastała liczba samolotów bojowych, zmniejszała się zaś liczba samolotów szkolnych.

W marcu 1944 r. w związku z podjętą decyzją przekształcenia I Korpusu w Armię Polską, postanowiono utworzyć w jej ramach 1 Dywizję Lotniczą, składającą się 1 Pułku Lotnictwa Myśliwskiego „Warszawa", 2 Pułku Nocnych Bombowców „Kraków", 611 Pułku Lotnictwa Szturmowego i 103 Samodzielnej Eskadry Lotnictwa Łącznikowego.



Samolot szkolny i łącznikowy Po-2 używany w lotnictwie sportowym bezpośrednio po zakończeniu drugiej wojny światowej

Szkolenie pułku „Warszawa" odbywało się początkowo na lotnisku koło Grigoriewskoje. Od czerwca 1944 r. szkolenie bojowe pułku „Warszawa" wraz z pułkiem nocnych bombowców „Kraków" — mające na celu przygotowanie do działań bojowych, odbywało się na lotnisku Gostomel koło Kijowa.

Związek Radziecki dostarczył instruktorów oraz sprzęt szkolny. Szkolenie odbywało się na samolotach szkolno-treningowych UT-2, na których szkolony uczeń wykonywał około 100 lotów w czasie 25 godzin, a następnie na samolotach szkolno-bojowych Jak-7, po czym rozpoczynało się szkolenie na samolotach bojowych Jak-1M.

W 2 Pułku Nocnych Bombowców „Kraków" szkolenie odbywało się na samolotach szkolnych Po-2UT, a następnie na bojowych Po-2NB.

Plany dalszego rozwoju ludowego lotnictwa polskiego spowodowały konieczność rozszerzenia szkolenia personelu lotniczego. Z tego powodu do radzieckich szkół lotniczych, kształcących pilotów, nawigatorów, strzelców pokładowych i mechaników lotniczych, skierowano 600 kandydatów.

W 1944 r. szkolenie to odbywało się na samolotach Po-2UT i UT-2, później na szkolno-bojowych samolotach myśliwskich Jak-7 i Jak-9W, a także na samolotach szkolno-bojowych USB i UPe-2 i bombowych lub na wersjach szkolnych samolotów szturmowych UIŁ-2.

Samoloty wymienionych typów były używane także do szkolenia załóg samolotów w wyzwolonej Polsce. Zorganizowana początkowo w 1944 r. w Zamościu Wojskowa Szkoła Lotnicza WP, w marcu 1944 r. została przeniesiona do Dęblina, otrzymując nazwę „Wojskowa Szkoła Pilotów". W maju 1946 r. przemianowano ją na Oficerską Szkołę Lotniczą WP. Utrzymała ona swą nazwę do 1968 r., kiedy to stała się Wyższą Oficerską Szkołą Lotniczą, kształcącą oficerów inżynierów-pilotów.

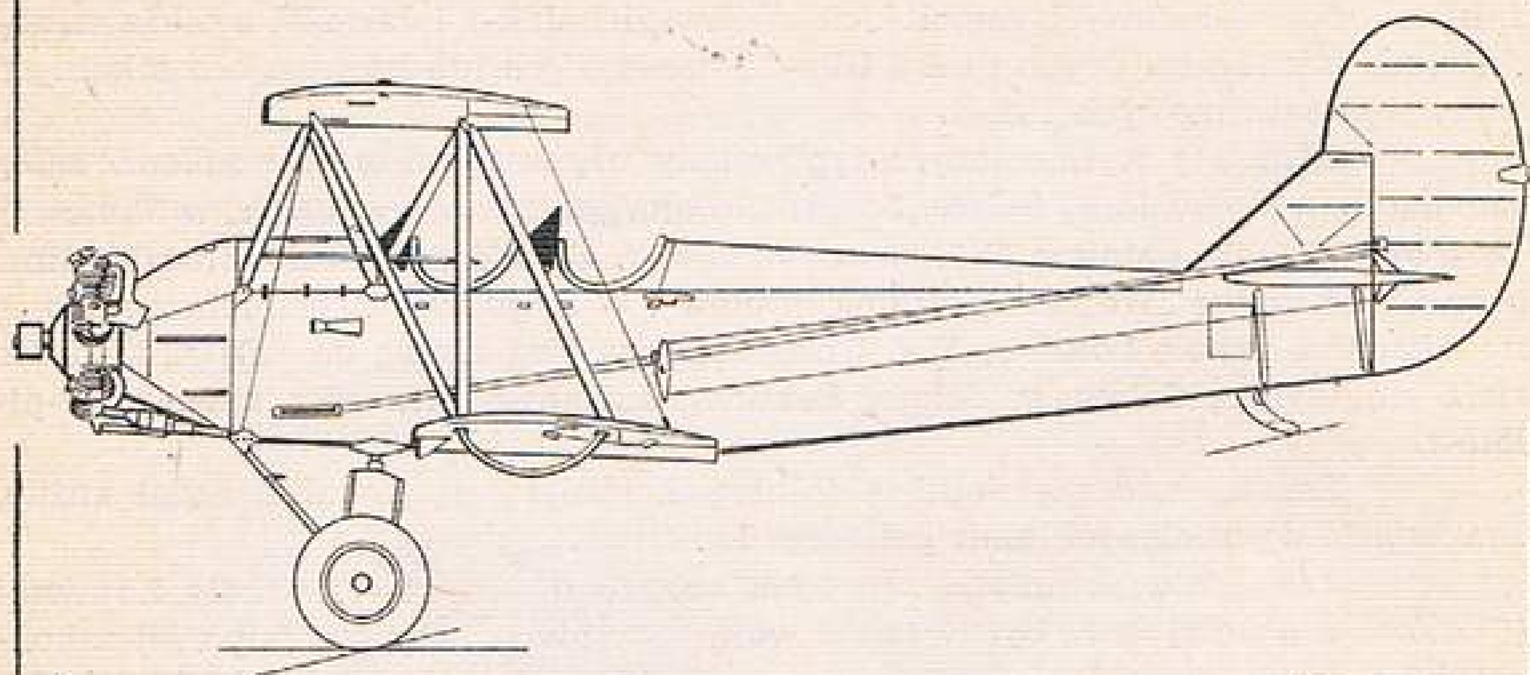
Szkoła ta, o wieloletnich, chlubnych tradycjach, jest dziś nadal kuźnią znakomicie wyszkolonych kadr polskiego lotnictwa.

Jak już wspomniano, sprzętem szkolnym Wojskowej Szkoły Lotniczej (Pilotów), a później OSL, był w czasie wojny i w pierwszych latach po jej zakończeniu, sprzęt radziecki. Na przykład w maju 1945 r. szkoła posiadała 26 samolotów UT-2, 6 szt. — Po-2, 22 szt. — Jak-9M, 2 szt. — Jak 1M, 10 szt. — IŁ-2, 12 szt. — Pe-21 i 2 szt. Szcze-2. Do samolotów tych doszły wkrótce samoloty szkolno-bojowe Jak-9W, UiŁ-2 i UPe-2.

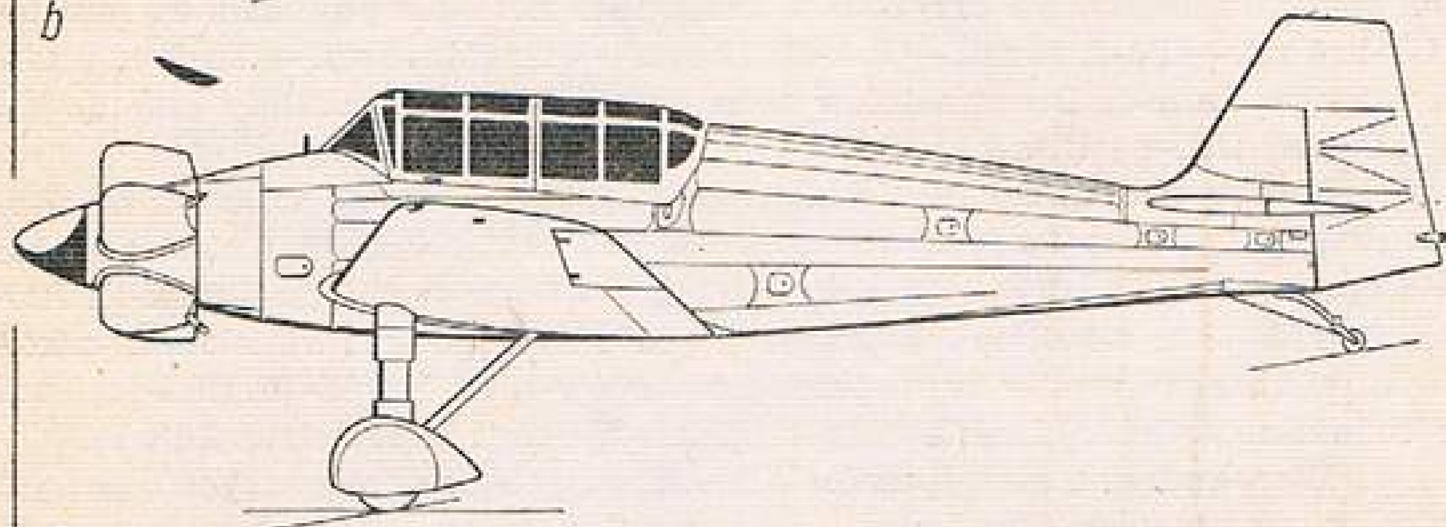
Początkowo sprzęt radziecki uzupełniły produkowane w kraju na podstawie licencji samoloty Po-2, które otrzymały oznaczenie CSS-13, a następnie samoloty opracowane w kraju — Junak-2 (seryjna wersja prototypu Junak-1). Produkcję seryjną tych samolotów poprzedziły prace nad kilkoma samolotami szkolnymi, które albo nie wyszły ze stadium prototypów (Żak 1, CSS-10, CSS-11) bądź były budowane w małej liczbie (Żak-3 i Zuch-2, odmiana samolotu Junak).

Wprowadzenie do wyposażenia lotnictwa polskiego pierwszych bojowych samolotów odrzutowych o wyższych osiągach niż tłokowe, wyposażonych w trójpodporowe podwozie z przednim kołem, spowodowało konieczność unowocześnienia procesu szkolenia i zastosowania sprzętu szkolnego, odpowiadającego odrzutowym samolotom bojowym. Przygotowano w związku z tym wymagania na całkowicie metalowy samolot szkolny, wyposażony w trójpodporowe podwozie. Opracowanie samolotu zlecono utworzonemu latem 1952 r. zespołowi kierowanemu przez inż. Tadeusza Sołtyka. Ponieważ jednak budowę samolotu TS-8 „Bies" (tak został oznaczony i nazwany nowy samolot) zaplanowano na kilka lat, unowocześniono *ad hoc* samolot Junak... Powstał Junak-3, wyposażony w trójpodporowe podwozie z przednim kołem oraz zmodyfikowane wyposażenie radiowe. Wyprodukowano około 100 Junaków-2 i około 150 Junaków-3. Były one sprzętem szkolnym przeznaczonym do początkowego szkolenia do czasu wprowadzenia samolotów „Bies". Po szkoleniu na Junakach następował trening na samolotach treningowych Jak-11, które zakupiono w Czechosłowacji (produkowane były tam na podstawie licencji pod oznaczeniem C-11), a potem szkolenie na odrzutowych samolotach szkolno-bojowych MiG-15 UTI. Przez pewien czas braki w sprzęcie szkolnym uzupełniały samoloty Jak-18.

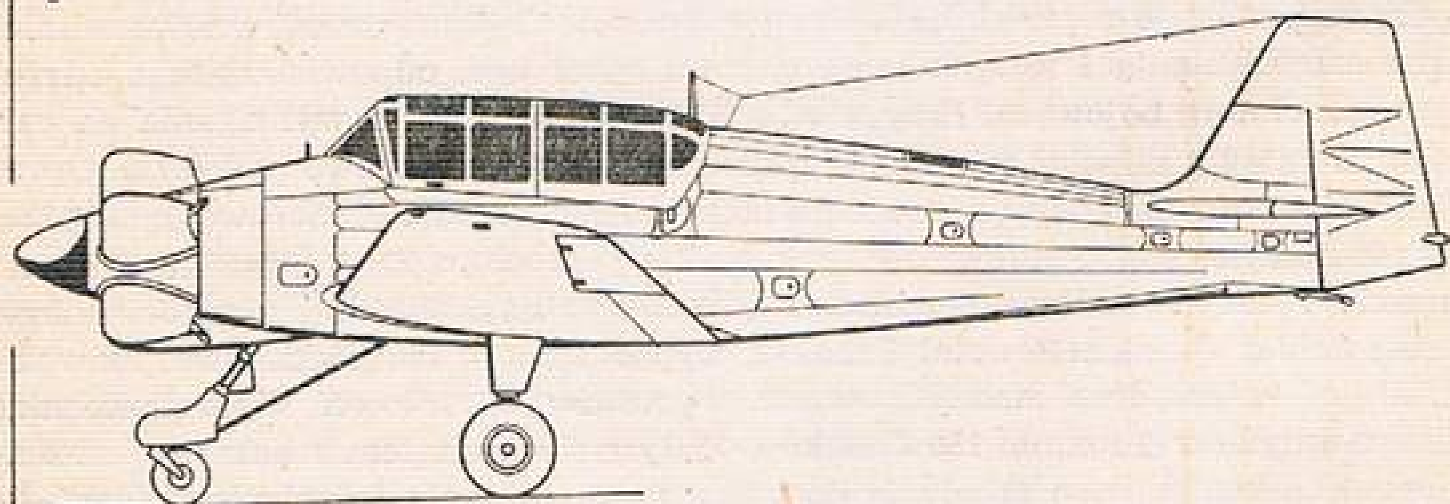
a



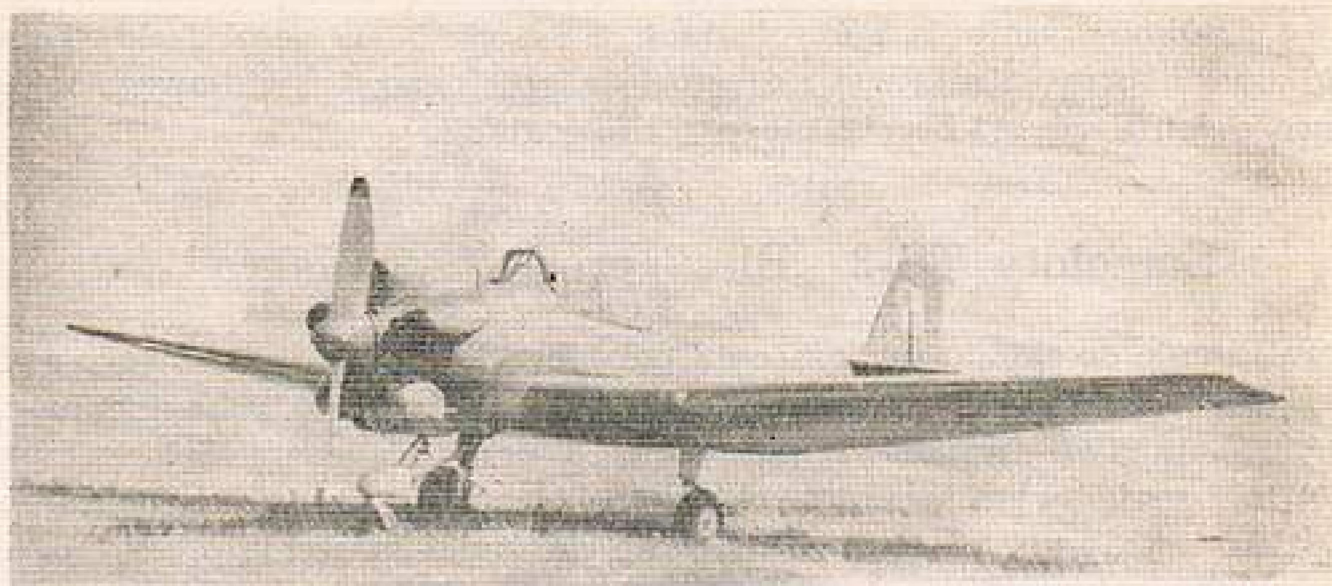
b



c



Wprowadzenie samolotów TS-8 „Bies" wyeliminowało ze szkolenia Junaki, które przekazano aeroklubom. Stanowiły one tam podstawowy sprzęt szkolny przez długi czas, do 1976 r.



Samolot szkolno-treningowy „Junak 3"



Samolot treningowy Jak-11 wyprodukowany w Czechosłowacji

Samoloty szkolne produkowane w latach pięćdziesiątych przez polski przemysł lotniczy (WSK w Warszawie — dziś WSK PZL — Warszawa Okęcie)

a — produkowany na podstawie radzieckiej licencji samolot szkolny i łącznikowy CSS-13, różniący się od Po-2 licznymi modyfikacjami (samolot napędzany był silnikiem M-11D o mocy 122 kW. Masa startowa samolotu wynosiła — 1120 kg, prędkość maksymalna — 150 km/h, prędkość minimalna — 70 km/h),
b — samolot szkolno-treningowy „Junak 2" (zespołem napędowym samolotu był silnik M-11FR o mocy 118 kW, masa startowa samolotu wynosiła — 1088 kg, prędkość maksymalna — 223 km/h, prędkość minimalna — 95 km/h),
c — samolot szkolno-treningowy „Junak 3", różnił się od „Junaka 2" trójpodporowym podwoziem i wyposażeniem radiowym

Samolot TS-8 „Bies" był produkowany w latach 1957—1960. Samoloty te przez wiele lat były podstawowym sprzętem szkolnym. W połowie lat sześćdziesiątych zaczęto wprowadzać na ich miejsce samoloty odrzutowe TS-11 „Iskra". Podobnie jak Junaki, również „Biesy" przekazywano stopniowo aeroklubom, gdzie do 1978 r. służyły pilotom jako samoloty treningowe.

Mimo wycofania z eksploatacji, TS-8 „Bies" w pełni zasłużył na opinię wyjątkowo dobrze spisującego się samolotu szkolnego, prawidłowego w pilotażu, mającego dobre osiągi i bezpiecznego w eksploatacji.

Samoloty TS-8 „Bies" oraz TS-8 „Iskra"

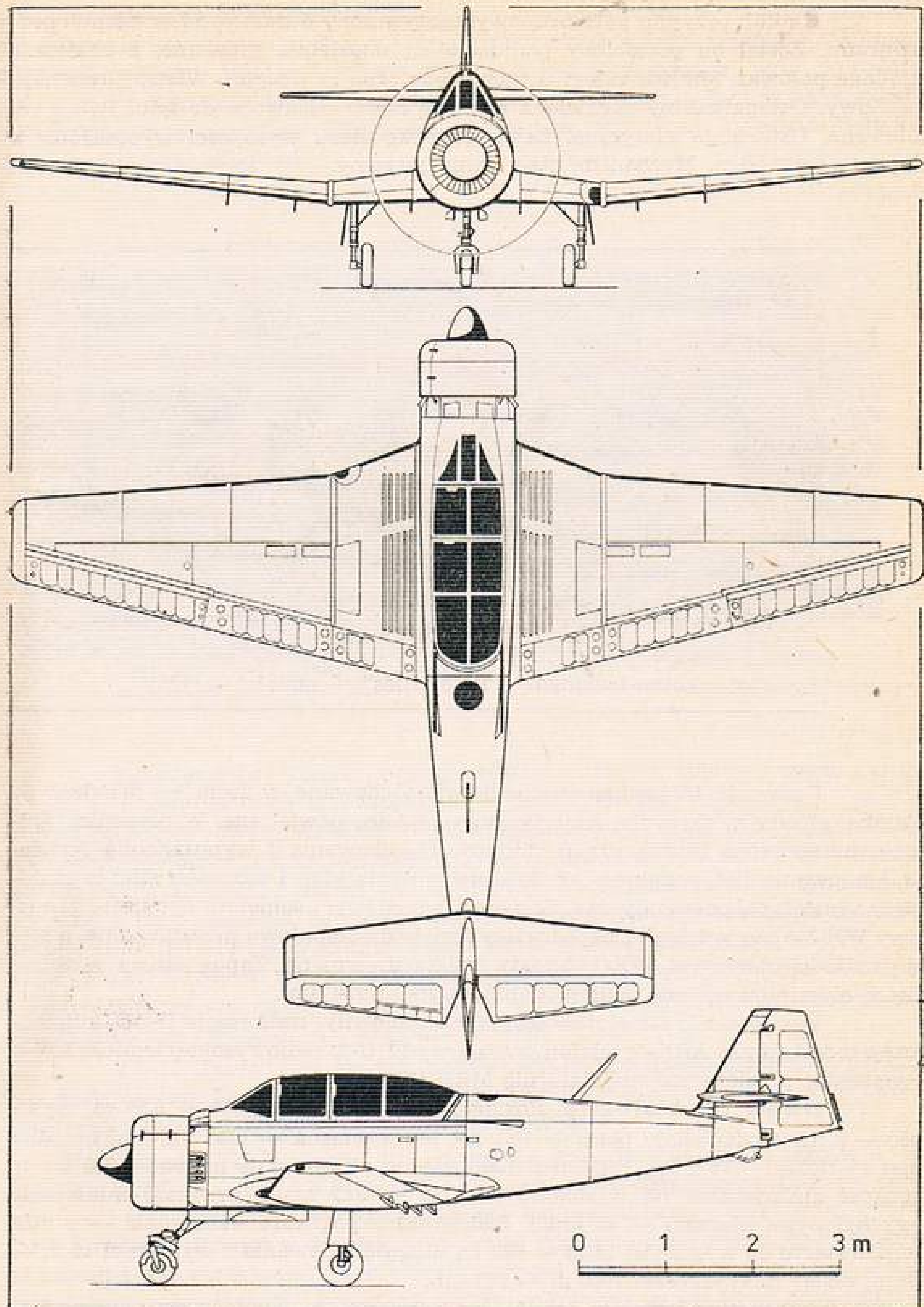
Wprowadzenie do składu wyposażenia polskiego lotnictwa wojskowego samolotów o napędzie odrzutowym spowodowało zlecenie Biuru Konstrukcyjnemu przy Instytucie Lotnictwa (zespołowi kierowanemu przez Tadeusza Sołtyka) prac nad całkowicie metalowym samolotem szkolno-treningowym, o posobnym (tandem) układzie miejsc, wyposażonym w podwozie chowane. Założenia przewidywały zbliżenie układu kabiny do wprowadzanego wówczas do składu wyposażenia polskiego lotnictwa wojskowego samolotu Lim-1 i Lim-2 (MiG-15, MiG-15 bis). Trójkołowe, chowane w locie podwozie miało upodobnić zachowanie się samolotu na ziemi do samolotu odrzutowego. Ze względu na zakładaną uniwersalność samolotu. przewidziano lekkie uzbrojenie ćwiczebne, z którego w wyprodukowanej serii zrezygnowano. Samolot miał być dostosowany do szkolenia w lotach w trudnych warunkach atmosferycznych. Wybrano silnik siedmiocylindrowy, tłokowy gwiazdowy WN-3, o mocy 235 kW, który był rozwojową wersją silnika przedprototypu, już wcześniej skonstruowanego przez Wiktora Narkiewicza.

Pierwszy prototyp został oblatany 23 lipca 1955 r. W 1955 r. oblatano również dwa dalsze prototypy. Przeszły one badania w locie i pozytywna ich ocena spowodowała skierowanie samolotu do produkcji seryjnej i przyjęcie go przez wojska lotnicze do składu wyposażenia. Na początku zbudowano w Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego na Okęciu serię informacyjną, składającą się z 10 samolotów. Właściwą produkcję seryjną prowadziła w latach 1956—1961 WSK Mielec, przy czym zbudowano 242 samoloty w dziesięciu seriach. W samolotach seryjnych wprowadzono szereg zmian konstrukcyjnych (m.in. zainstalowano śmigło o przestawialnym skoku).

W latach 1956 i 1957 piloci Andrzej Abłamowicz i Ludwik Natkaniec uzyskali na samolocie TS-8 „Bies" 7 międzynarodowych rekordów w klasie samolotów śmigłowych o masie do 1500 kg (m.in. prędkości — 317 km/h, wysokości — 7084 i odległości lotu — 2884 km).

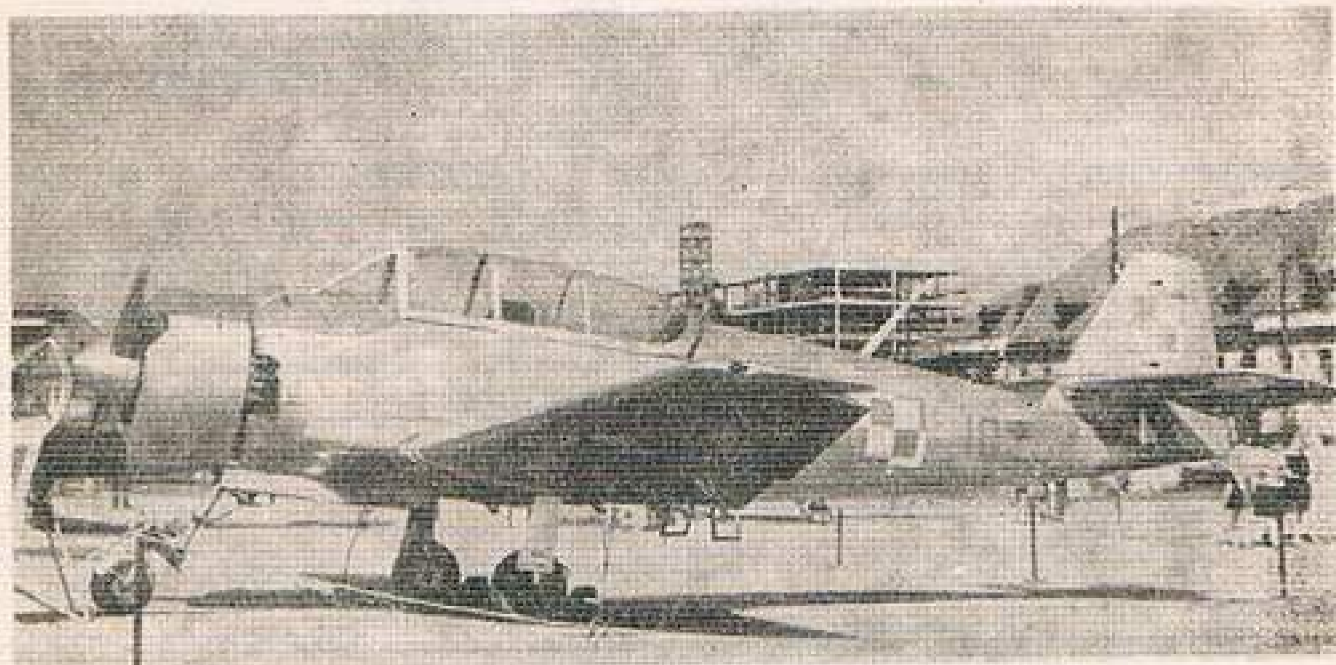
Dwa samoloty TS-8 „Bies" były użytkowane w Indonezji.

Konstrukcja. Samolot TS-8 był wolnonośnym dolnopłatem o konstrukcji całkowicie metalowej, przeznaczonym do podstawowego szkolenia i treningu w akrobacji, nawigacji i lotach bez widoczności. Trójdzielny płat charakteryzował obrys trapezowy, a widziany z przodu miał kształt płaskiej litery „W", korzystny ze względu na opór interferencyjny i wysokość podwozia. Przyjęto profil NACA 23012. Konstrukcja płata jednodźwigarowa, z pracującym kesonem. Na płacie zastosowano jednoczęściowe klapy tylne i szczelinowe lotki.



Samolot szkolno-treningowy TS-8 „Bjes"

Kadłub przyjęto półskorupowy, usztywniony duralowymi wręgami i podłużnicami. Został on podzielony podłużnie na oddzielnie nitowane, a następnie składane połówki. Miejsca załogi usytuowano jedno za drugim. Wiatrochron trzyczęściowy. Osłona kabiny podzielona na dwie części odsuwane do tyłu. Fotele regulowane. Usterzenie klasyczne. Lewą połówkę steru wysokości wyposażono w klapkę wyważającą. Mechanizm sterowania sztywny.



Samolot szkolno-treningowy TS-8 „Bies" — samolot seryjny

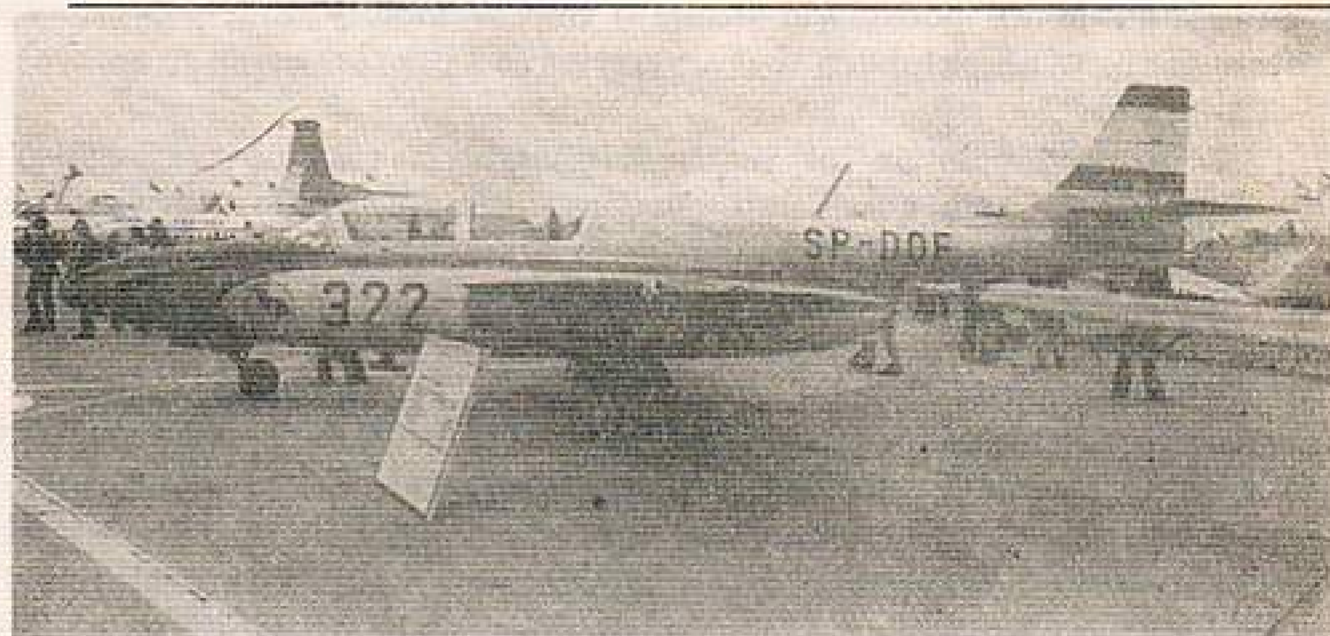
Podwozie trójpodporowe, całkowicie chowane w locie — przednie do kadłuba, główne w skrzydła. Amortyzatory olejowo-powietrzne. W przednim podwoziu umieszczono tłumik drgań shimmy. Do chowania i wypuszczania podwozia, hamowania kół, podobnie jak do uruchamiania klap i rozruchu silnika zastosowano instalację pneumatyczną. Zespołem napędowym samolotu był silnik gwiazdowy WN-3 o mocy 235 kW, napędzający śmigło dwułopatowe przestawialne, o stałej prędkości obrotowej, WR-1. Łopaty śmigła drewniane. Zapas paliwa w zbiornikach aluminiowych pod podłogą kabiny wynosił 250 dm^3.

Wyposażenie samolotów seryjnych stanowiły: radiostacja R-800, automatyczny radiokompas ARK-5, telefon pokładowy SPU-2, radiowysokościomierz RW-2, sygnalizator przelotu nad radiolatarnią MRP-48.

D a n e t e c h n i c z n e. Rozpiętość — 10,5 m, długość — 8,55 m, wysokość — 3 m, powierzchnia płata — 19,1 m^2. Masa własna — 1292 kg, maksymalna masa startowa — 1672 kg. Prędkość maksymalna na poziomie morza — 315 km/h, prędkość maksymalna na wysokości 1000 m — 315 km/h, prędkość minimalna z wychylonymi klapami — 90 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 6 m/s, długość startu do wysokości 15 m — 680 m, długość lądowania z wysokości 15 m — 630 m, zasięg na wysokości 1000 m — 620 km.

Dalszy wzrost osiągów samolotów bojowych, przewidywanie wprowadzenia do składu wyposażenia polskiego lotnictwa wojskowego naddźwiękowych sa-

molotów bojowych o wysokich osiągach, jak również nowe tendencje w dziedzinie szkolenia lotniczego, zgodnie z którymi perspektywicznym sprzętem szkolnym miał być samolot szkolno-treningowy o napędzie odrzutowym, były powodem opracowania wymagań taktyczno-technicznych na pierwszy polski samolot szkolno-treningowy o napędzie odrzutowym i zlecenia zespołowi Tadeusza Sołtyka opracowania tego samolotu.



Samolot TS-11 „Iskra" na salonie lotniczym w Paryżu w 1977 r.

Samolot TS-11 „Iskra", opracowywany od 1957 r. oblatany został 5 lutego 1960 r., a wprowadzony do eksploatacji w 1964 r. Od tego czasu „Iskry" są stosowane do podstawowego szkolenia pilotów wojskowych. Dzięki uzbrojeniu w broń pokładową samoloty „Iskra" znalazły również zastosowanie w szkoleniu i treningu niektórych elementów zastosowania bojowego. Pierwsze samoloty typu TS-11, używane w toku szkolenia, były wyposażone w silniki typu HO-10 o ciągu ok. 8 kN. Później silnik HO-10 zastąpiono silnikiem SO-1, polskiej konstrukcji, o większym ciągu — 9,8 kN. Silnik ten, podobnie jak i samolot, podlegał następnie doskonaleniu (zwiększono resurs silnika, a następnie ciąg do 10,8 kN, wprowadzano modyfikacje płatowca, wyposażenia oraz uzbrojenia).

TS-11 „Iskra" jest obecnie podstawowym samolotem szkolnym, po którym następuje szkolenie na przydźwiękowym samolocie szkolno-bojowym SB Lim-2, a następnie na naddźwiękowym samolocie bojowym.

Samolot TS-11 „Iskra" ma utrwaloną pozycję w systemie szkolenia, jednak wprowadzanie nowych samolotów bojowych do wyposażenia lotnictwa, ogólny rozwój techniki lotniczej oraz narastający kryzys paliwowy na świecie, tworzą nowe problemy również w dziedzinie polskiego szkolenia lotniczego i jego przyszłego kształtu. Doświadczenia, jakie polski przemysł lotniczy uzyskał podczas wieloletnich prac rozwojowych i produkcji sprzętu szkolnego, są rękojmią dalszego rozwoju sprzętu szkolnego, dostosowanego do nowych wymagań.

Polskie lotnictwo sportowe zaczęło się rozwijać zaraz po odzyskaniu niepodległości. Pierwszymi samolotami szkolnymi aeroklubów były przekazane przez wojsko samoloty PO-2, a następnie otrzymane z demobilu samoloty Piper Cub, zwane popularnie „Kubusiami".

W późniejszym okresie znalazły się w aeroklubach — poza małą serią samolotów „Żak" i „Zuch" — produkowane na podstawie licencji samoloty CSS-13, przekazane również aeroklubom. Następnie wprowadzono samoloty „Junak", wycofywane z wojska. Używane były także samoloty Jak-18 (sprowadzone z Węgier, gdzie budowano je na podstawie licencji) oraz samoloty Zlin 26, importowane z Czechosłowacji. W aeroklubach wykorzystywano też przekazane przez wojsko samoloty TS-8 „Bies".

W drugiej połowie lat siedemdziesiątych zakupiono w Czechosłowacji samoloty Zlin 42. W tym czasie lotnictwo cywilne otrzymało pierwsze samoloty PZL 110 „Koliber", budowane na podstawie francuskiej licencji przez Centrum Naukowo-Produkcyjne Samolotów Lekkich w Warszawie (obecnie WSK-PZL Warszawa Okęcie).

Własne konstrukcje polskiego przemysłu, konstruowane od 1956 r. z myślą wprowadzenia ich do aeroklubów, nie wyszły ze stadium prototypów (S-3 „Kania", M-2, M-4 „Tarpan"), jednak doświadczenie, jakie ma polski przemysł lotniczy w budowie samolotów lekkich, stwarza potencjalne możliwości opracowania własnych konstrukcji przyszłościowych samolotów szkolno-treningowych dla lotnictwa sportowego. Projekty takich samolotów zostały opracowane.

Fazy współczesnego szkolenia lotniczego

2

Odpowiedzialny zawód pilota współczesnych samolotów, a zwłaszcza szybkich i ciężkich samolotów bojowych oraz transportowych i pasażerskich, wymaga obok odpowiednich predyspozycji psychofizycznych wysokich umiejętności, które są zdobywane w procesie szkolenia.

Proces szkolenia zależy od przeznaczenia pilota. Odbywa się najczęściej w szkołach lotniczych cywilnych i wojskowych, a także w aeroklubach. Można go podzielić na następujące fazy: początkową, podstawową i zaawansowaną, będące głównymi fazami szkolenia, oraz fazę doskonalenia, odbywającą się po zakończeniu głównych faz.

Szkolenie pilotów wojskowych przebiega w sposób następujący.

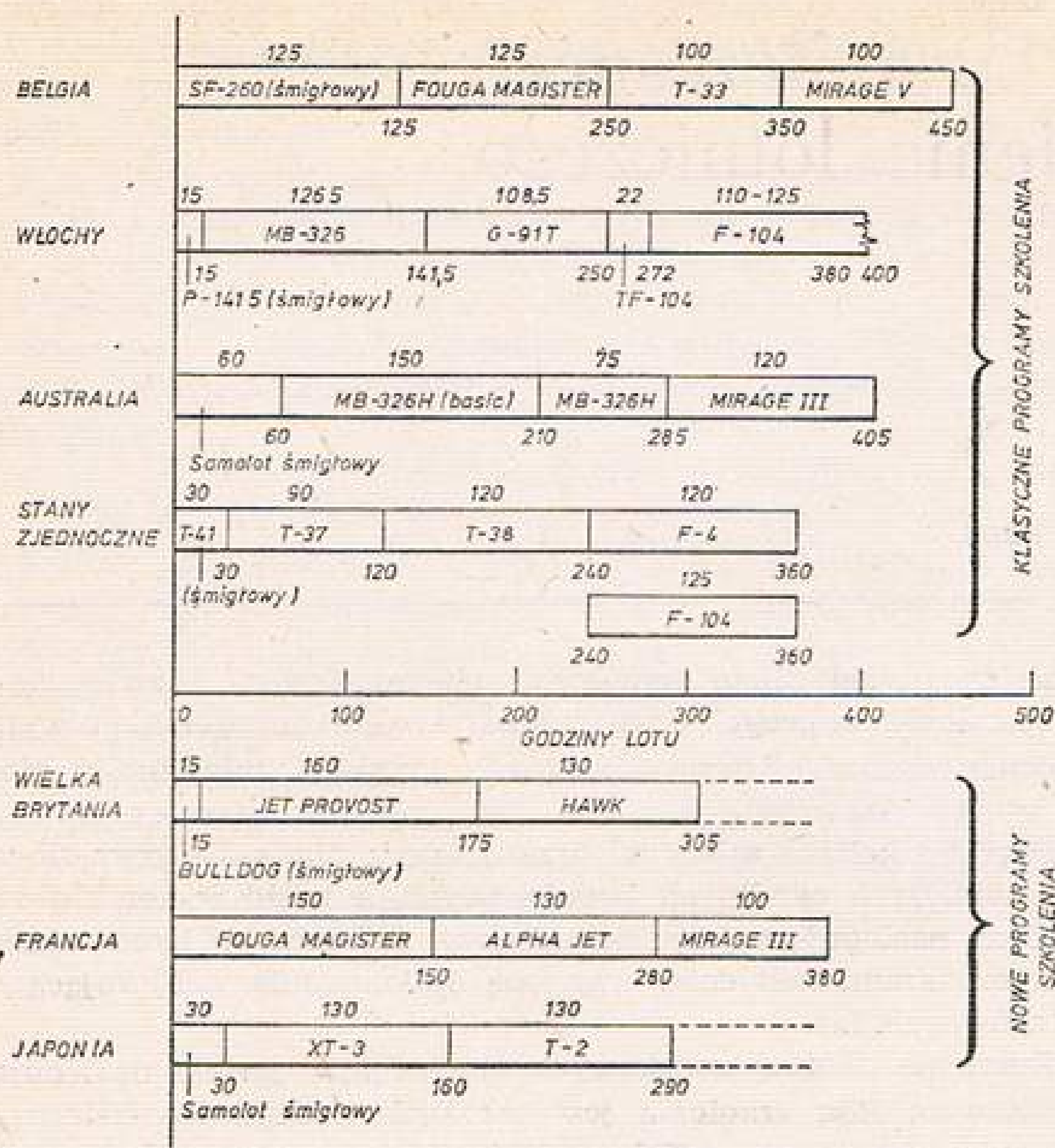
Pierwszą fazą szkolenia jest szkolenie początkowe (selekcyjne). Jego celem jest stwierdzenie, czy szkolony kandydat ma odpowiednie predyspozycje tak psychiczne, jak i fizyczne do zawodu pilota. Ta faza szkolenia daje podstawy nauki latania, umożliwiające pierwszy samodzielny lot. W niektórych państwach szkolenie takie odbywa się w aeroklubach (bądź w formie przysposobienia lotniczego), bywa jednak zazwyczaj powtarzane w szkołach wojskowych, ze względu na inny sprzęt bądź inne metody szkolenia.

Drugą fazą jest szkolenie podstawowe (zwykle na jednym typie samolotu przy wykorzystaniu jego możliwości osiągowych), polegające na nauce nawigacji w dzień i w nocy, akrobacji oraz lotów w szyku.

Trzecia faza obejmuje trening uczniów zaawansowanych, podczas którego następuje doskonalenie umiejętności w pilotażu, akrobacji i nawigacji oraz początki szkolenia taktycznego, łącznie z początkowym szkoleniem w użyciu środków bojowych i walce powietrznej.

Czwarta faza to trening operacyjny, polegający na doskonaleniu pilotażu w jednostce bojowej na samolotach szkolno-bojowych i bojowych.

Podczas pierwszych trzech faz szkolenia — do otrzymania odznaki pilota wojskowego — uczeń przelatuje przeciętnie (zależnie od programu szkolenia w danym kraju) 250—300 godzin. Programy szkolenia różnią się i podlegają ewolucji. Przykłady niektórych dotychczasowych i nowych programów szkolenia przedstawiają załączone schematy.



Obecne i przyszłe schematy szkolenia w lotnictwie wojskowym niektórych państw

Klasyfikacja współczesnych samolotów szkolnych

3

Stosowane w szkoleniu samoloty powinny być tak dobierane, aby proces szkolenia był najbardziej celowy i ekonomiczny i nie powodował nabywania zbędnych nawyków i umiejętności.

Różnice w specyfice szkolenia przejawiają się także w doborze rodzajów samolotów używanych do szkolenia. Podział samolotów ze względu na konstrukcję i przeznaczenie przedstawiono w tablicach 1, 2 i 3.

Tablica pierwsza dotyczy samolotów *par excellence* szkolnych, druga — samolotów użytkowych przystosowanych poprzez modyfikację do zadań szkolenia, trzecia — samolotów użytkowych z innym w zasadzie przeznaczeniem niż szkolenie, ale mających zdwojone sterownice i z tego powodu stosowanych do szkolenia.

Samoloty używane w pierwszej fazie szkolenia (w szkołach lotniczych i aeroklubach) dzielą się według zakresu szkolenia, do jakiego są dostosowane, na samoloty do początkowego szkolenia (w krajach anglosaskich zwane *basic trainers)* oraz dla zaawansowanych uczniów *(advanced trainers)*. Różnią się między sobą skalą trudności pilotażu, wyposażeniem i ciągiem zespołu napędowego.

Często samoloty szkolne — zwłaszcza używane w szkolnictwie wojskowym — są przeznaczone zarówno do początkowego szkolenia, jak i do treningu pilotów zaawansowanych. Są one nazywane samolotami szkolno-treningowymi. Skala zastosowania zależy oczywiście od konstrukcji danego samolotu oraz od dostosowania go do określonego programu szkolenia. W wojsku na przykład są stosowane samoloty do zaawansowanego szkolenia i do treningu, służące do szkolenia w fazie przejściowej, a także do nauki pilotażu samolotów wielosilnikowych, stosowane w fazie przejściowej szkolenia przed przejściem pilotów do pilotowania samolotów bojowych lub innych.

Innym rodzajem są wersje szkolne samolotów użytkowych (np. bojowych, transportowych, pasażerskich, dyspozycyjnych i rolniczych). Szkolenie na tych samolotach ułatwia zdwojenie sterownic w układzie sterowania i możliwość

Tablica 1. KLASYFIKACJA SAMOLOTÓW SZKOLNYCH

Rodzaje samolotów szkolnych	Rodzaj i moc (ciąg) silnika	Przeznaczenie	Uwagi
Śmigłowe samoloty szkolne do szkolenia elementarnego	tłokowe o mocy do 150 kW	szkolenie początkowe (elementarne, selekcyjne)	
Śmigłowe samoloty szkolne dla zaawansowanych	tłokowe o mocy 150—250 kW	szkolenie podstawowe	mogą być wersjami samolotów szkolnych do szkolenia elementarnego o bogatszym wyposażeniu i z silnikami o większej mocy
Śmigłowe samoloty szkolno-treningowe	turbinowe o mocy 300—430 kW	szkolenie podstawowe	
Odrzutowe samoloty szkolno-treningowe	turbinowe jedno- lub dwuprzepływowe o ciągu 9—18 kN	szkolenie podstawowe	zbudowano prototypy szkolnych samolotów odrzutowych małego ciągu (2 kN) przewidywanych w pierwszej fazie szkolenia podstawowego
Odrzutowe samoloty szkolno-treningowe i zarazem treningowe (drugiej generacji)	turbinowe jedno- lub dwuprzepływowe o ciągu zespołu napędowego 15—25 kN	szkolenie podstawowe i zaawansowanych	
Odrzutowe samoloty treningowe	turbinowe jedno- lub dwuprzepływowe o ciągu zespołu napędowego 25—30 kN (wyjątk. 65 kN)	szkolenie zaawansowanych (przejściowe)	używany jest jeden samolot treningowy o turbinowym napędzie śmigłowym

wykonania lotów z instruktorem *). Dwumiejcowe wersje samolotów bojowych zwane są szkolno-bojowymi. Również samoloty szkolno-bojowe starszego typu albo wersje samolotów bojowych o stosunkowo niskich osiągach (niektórych myśliwsko-szturmowych) mogą być używane jako samoloty treningowe (treningowo-przejściowe) przed przejściem na właściwe szkolne wersje dwumiejscowe samolotów bojowych o wysokich osiągach.

Wymienić należy wreszcie specjalne samoloty szkolne. Samoloty te przeznaczone są do szkolenia w wykonywaniu określonych zadań, np. do szkolenia w nawigacji (wieloosobowe szkolenie nawigatora na specjalnie przystosowanych wersjach samolotów transportowych), w stosowaniu określonych systemów bojowych — celowników radiolokacyjnych, do szkolenia kosmonautów itp.

*) Samoloty transportowe są wyposażone z reguły w zdwojone sterownice i najczęściej bez przystosowania mogą być używane do zadań szkolenia. To samo dotyczy niektórych samolotów bojowych dwu- lub wielomiejscowych, wyposażonych w podwójne sterownice.

Tablica 2. SAMOLOTY UŻYTKOWE PRZYSTOSOWANE DO ZADAŃ SZKOLENIA

Samoloty użytkowe zmodyfikowane do zadań szkolenia	Rodzaj napędu	Przeznaczenie	Uwagi
Wersje samolotów turystycznych i wielozadaniowych ze zdwojonymi sterownicami i wzmocnieniami konstrukcji	silniki tłokowe	szkolenie początkowe (elementarne, selekcyjne) szkolenie podstawowe	przystosowanie tych samolotów do szkolenia polega głównie na zdwojeniu sterownic
Samoloty rolnicze ze zdwojonym układem sterowania	silniki tłokowe	szkolenie zaawansowanych i doskonalenie	wyjątkowo silniki dwuprzepływowe odrzutowe (M-15)
Samoloty szkolno-bojowe	silniki odrzutowe	szkolenie zaawansowanych i doskonalenie	
Samoloty wielozadaniowe przystosowane do treningu w nawigacji i w stosowaniu określonych systemów używanych na samolotach bojowych	silniki tłokowe	szkolenie w nawigacji i stosowaniu określonych systemów używanych na samolotach bojowych	
Szkolne samoloty specjalne: a) wersje samolotów dyspozycyjnych transportowych przystosowane do wieloosobowego treningu w nawigacji	silniki odrzutowe	jak wyżej, ale wieloosobowe	samoloty tego rodzaju mają kilka — kilkanaście stanowisk szkolnych
b) samoloty transportowe (dyspozycyjne) do treningu kosmonautów	silniki odrzutowe	szkolenie kosmonautów w warunkach nieważkości albo w sterowaniu statkami kosmicznymi	
c) wersje samolotów dyspozycyjnych stosowane do treningu w użyciu urządzeń zakłócenia radioelektronicznego	silniki tłokowe lub odrzutowe	szkolenie w stosowaniu określonych urządzeń rozpoznania i zakłócania radioelektronicznego	

Drugą podstawą podziału samolotów szkolnych jest rodzaj napędu. Tak więc samoloty można podzielić na samoloty śmigłowe, napędzane silnikami tłokowymi i turbinowymi oraz na samoloty odrzutowe, napędzane silnikami jedno- i dwuprzepływowymi (nowe konstrukcje). Należy również wspomnieć o samolotach o napędzie wentylatorowym. Zastosowano go w prototypie szkolno-treningowego samolotu Rhein Flugzeugbau „Fantrainer", wyposażonego w turbinowy silnik napędzający otunelowany wentylator.

Tablica 3. SAMOLOTY UŻYTKOWE STOSOWANE DO SZKOLENIA

Samoloty użytkowe	Rodzaj silników	Przeznaczenie
Samoloty turystyczne i wielozadaniowe ze zdwojonymi sterownicami	śmigłowe	szkolenie początkowe (elementarne, selekcyjne) oraz zaawansowanych
Dwusilnikowe śmigłowe samoloty turystyczne i wielozadaniowe	tłokowe o mocy 2× ok. 150 kW	szkolenie przejściowe na samoloty dwusilnikowe
Samoloty wielozadaniowe, transportowe i bojowe ze zdwojonymi sterownicami	śmigłowe lub odrzutowe	szkolenie zaawansowanych i doskonalenie

Współczesne śmigłowe samoloty szkolne

4

Śmigłowe samoloty szkolne są stosowane powszechnie do szkolenia w aeroklubach, w cywilnych szkołach lotniczych, a także w wojsku.

Ogólne zwiększenie się liczby lekkich samolotów śmigłowych (turystycznych, ogólnego przeznaczenia, wielozadaniowych), pociągnęło za sobą zwiększone zapotrzebowanie na pilotów. Do wyszkolenia wymaganej liczby pilotów potrzeba odpowiedniej liczby szkolnych samolotów śmigłowych.

W wojsku zakres zastosowania samolotów śmigłowych uległ w latach powojennych znacznemu zawężeniu w związku z szerokim wprowadzeniem szkolno-treningowych samolotów odrzutowych oraz szkolenia w niektórych państwach od początku (*ab initio*) na samolocie odrzutowym. Jednak niektóre systemy szkolenia przewidują wstępne szkolenie na samolocie śmigłowym albo rekrutację kandydatów na pilotów z lotnictwa sportowego, które szkoli uczniów na samolotach śmigłowych.

W ostatnim okresie następuje jednak renesans śmigłowego samolotu szkolnego w lotnictwie wojskowym i obserwuje się dążenia do rozszerzenia jego zastosowania, co podyktowane jest względami ekonomicznymi i ogólnoświatowym kryzysem paliwowym. Samolot śmigłowy zmniejsza koszty szkolenia, gdyż umożliwia eliminowanie kandydatów nie nadających się na pilotów na odpowiednio wczesnym etapie. Ostatnio są wyrażane też poglądy, że samolot śmigłowy o odpowiednio dobranych charakterystykach pilotażowych i osiągach umożliwia znaczne zmniejszenie liczby godzin lotów szkoleniowych na samolocie odrzutowym i dzięki temu zmniejszenie ogólnego kosztu wyszkolenia pilota (koszt godziny lotu na samolocie śmigłowym jest dziesięciokrotnie niższy od godziny lotu na szkolno-treningowym samolocie odrzutowym).

Ponadto program szkolenia przyszłych pilotów samolotów śmigłowych (transportowych, wielozadaniowych, patrolowych itp.), jest dostosowany do przeznaczenia pilota i przewiduje wyłącznie samoloty śmigłowe.

Śmigłowe samoloty szkolne można podzielić ze względu na ich przeznaczenie na:

— samoloty do szkolenia początkowego,

— samoloty do szkolenia zaawansowanych uczniów,
— samoloty do szkolenia pilotów wielosilnikowych samolotów śmigłowych,
— wersje szkolne samolotów użytkowych.

Wymienione rodzaje samolotów są wyposażone w silniki tłokowe i turbinowe.

Samoloty do szkolenia początkowego są to często samoloty z silnikiem tłokowym o niewielkiej mocy, zwykle poniżej 150 kW. Ich wyposażenie jest proste, umożliwiające wykonywanie lotów w dzień w dobrych warunkach atmosferycznych. Samoloty dla zaawansowanych uczniów mają zazwyczaj silniki o większej mocy — 150—250 kW, ale podstawową różnicą jest bogatsze wyposażenie, dostosowane do nawigacji w trudnych warunkach atmosferycznych. Niektóre typy samolotów są budowane w różnych wersjach, różniących się między sobą mocą silników i wyposażeniem. Umożliwia to stopniowanie trudności w procesie szkolenia, aż do lotów w trudnych warunkach atmosferycznych — dzięki zastosowaniu odpowiedniego zminiaturyzowanego wyposażenia w przyrządy pokładowe.

Szkolne samoloty śmigłowe stosowane w wojsku do szkolenia początkowego, poprzedzającego szkolenie na samolotach o wyższych osiągach (odrzutowych samolotach szkolno-treningowych), są zbliżone do wymienionych samolotów dla zaawansowanych. Najnowsze z tych samolotów są wyposażone w turbinowy napęd śmigłowy.

W drugiej części niniejszej pracy przedstawiono przegląd konstrukcji śmigłowych samolotów szkolnych. Znaczna ich większość jest dolnopłatami. Mają one konstrukcję metalową, często z zastosowaniem tworzyw sztucznych. Prawie wszystkie obecnie produkowane samoloty są wyposażone w podwozie trójpodporowe z przednim kołem. W przeważającej liczbie typów podwozie jest chowane w locie. U większości miejsca ucznia i instruktora usytuowane są obok siebie, chociaż ostatnio zaznacza się coraz wyraźniej tendencja umieszczania miejsc jedno za drugim — w samolotach przeznacznych do szkolenia pilotów odrzutowych samolotów bojowych. Część szkolnych samolotów śmigłowych, używanych w wojsku, jest przystosowana do przenoszenia na węzłach podskrzydłowych środków bojowych o łącznej masie do 500 kg. Dotyczy to zwłaszcza samolotów eksportowanych do krajów Trzeciego Swiata, w których zdarzało się wykorzystywanie ich do zadań bojowych.

Samoloty szkolne wyposażone w silniki tłokowe osiągają najczęściej prędkość maksymalną do 240—300 km/h, a ich prędkość minimalna w konfiguracji do lądowania (z wychylonymi klapami) i wypuszczonym podwoziem — w przypadku samolotów wyposażonych w podwozie chowane w locie — wynosi, zależnie od konstrukcji, 70—110 km/h.

W ostatnich latach zostały opracowane konstrukcje wskazujące na nowy kierunek w budowie szkolnych samolotów śmigłowych. W niektórych istniejących konstrukcjach zastosowano turbinowy silnik śmigłowy. Wymienić należy dwie konstrukcje: samolot Beechcraft T-34C „Turbomentor" i Pilatus PC-7 „Turbo-Trainer". Samoloty te są zmodernizowanymi wersjami stosunkowo dawno produkowanych szkolno-treningowych samolotów z silnikami tłokowymi. Beechcraft T-34C „Turbomentor" wprowadzono do produkcji dla potrzeb marynarki Stanów Zjednoczonych oraz w odmianie uzbrojonej (T-34C-1) dla kilku państw

Trzeciego Świata. Podjęta została także produkcja szwajcarskiego samolotu Pilatus PC-7 „Turbo-Trainer".

Zastosowanie silników turbinowych o większej mocy podniosło osiągi tych samolotów. Zmodyfikowano też ich wyposażenie. Dzięki temu umożliwiono przeprowadzanie na nich szerszego zakresu szkolenia.

Do najnowszych samolotów o turbinowym napędzie śmigłowym należą: wersja turbinowa samolotu radzieckiego Jak-18, nowa brazylijska konstrukcja Embraer FMA-312 oraz szwajcarski projekt FFA AS32T.

Samolotem treningowym charakteryzującym się silnikiem o większej mocy (1082 kW) niż silniki wymienionych samolotów (300—340 kW) jest zbudowany na Tajwanie samolot AIDC T-CH-1.

Wymienić należy również konstrukcję samolotu szkolno-treningowego o nietypowym układzie konstrukcyjnym kadłuba i niekonwencjonalnym zespole napędowym. Prototyp samolotu szkolno-treningowego Rhein-Flugzeugbau „Fantrainer 400" wyposażono w turbinowy silnik napędzający otunelowany wentylator, usytuowany w środkowej części kadłuba.

Taki rodzaj układu konstrukcyjnego płatowca i zespołu napędowego ma następujące zalety: brak momentu kierunkowego pochodzącego od śmigła przy starcie, brak w locie niesymetrycznych obciążeń zmieniających się wraz ze zmianą prędkości obrotowej silnika, niezaburzony przepływ powietrza wokół przedniej części kadłuba, zbliżenie konfiguracji przedniej części kadłuba do konstrukcji samolotu o napędzie odrzutowym.

Otunelowanie wentylatora w samolocie „Fantrainer" zwiększa ciąg o 26% w porównaniu do wentylatora bez pierścienia, co z kolei powoduje, że powierzchnia wentylatora jest o 60% mniejsza od powierzchni klasycznego śmigła samolotu śmigłowego. Niewątpliwą wadą jest skomplikowana konstrukcja kadłuba i sterowania wentylatorem, trudny dostęp eksploatacyjny do zespołu napędowego i niezapewnienie odpowiedniego bezpieczeństwa w przypadku konieczności awaryjnego opuszczenia samolotu (może być ono zmniejszone poprzez zastosowanie foteli wyrzucanych, co powiększa koszty samolotu).

Lotnictwo Bundeswehry zrezygnowało z samolotu „Fantrainer" 400, ale prace nad dalszym rozwojem samolotu są prowadzone w kooperacji z firmami amerykańskimi.

Powodowany względami ekonomicznymi rozwój śmigłowych samolotów szkolnych przeznaczonych do szkolenia poprzedzającego loty na samolotach odrzutowych, będzie dotyczyć w najbliższej przyszłości także samolotów śmigłowych, które będą latającymi symulatorami samolotów odrzutowych. Na przykład samolot taki byłby budowany w dwóch wersjach: podstawowej, mającej własności charakterystyczne dla samolotu przeznaczonego do elementarnego szkolenia, umożliwiającego szybkie osiągnięcie przez ucznia poziomu wyszkolenia pozwalającego na bezpieczne wykonywanie samodzielnych lotów, oraz drugiej wersji dla zaawansowanych, w której zostałyby zabudowane urządzenia sztucznie upodabniające go do samolotu odrzutowego — wyższego stopnia wyszkolenia (np. wprowadzenie zmniejszonej skuteczności urządzeń sterowania, zwolnionej reakcji zespołu napędowego na ruch dźwigni gazu, wydłużonych startów i lądowań), a także bogatsze wyposażenie radionawigacyjne.

Samolot taki byłby latającym symulatorem samolotu odrzutowego, umożliwiającym szkolenie i trening w nawigacji i w niektórych elementach zastosowania bojowego, z zachowaniem niskiego kosztu godziny lotu.

Do śmigłowych samolotów szkolnych należą również samoloty nie będące *par excellence* szkolnymi, ale dostosowane do zadań szkolenia poprzez zdwojenie sterownic w układzie sterowania. Chodzi tu o samoloty kilkuosobowe (głównie czteromiejscowe, turystyczne, wielozadaniowe), przeznaczone do innych zadań, ale które są stosowane również do szkolenia początkowego oraz szkolenia drugiego stopnia (przejściowego) pilotów samolotów turystycznych i wielozadaniowych. Często samoloty te, w wariantach przeznaczonych do szkolenia, mają silniki o mniejszej mocy od właściwych samolotów turystycznych, wielozadaniowych. Zakres dostosowania ich do szkolenia w akrobacji zależy niekiedy od wzmocnień konstrukcji.

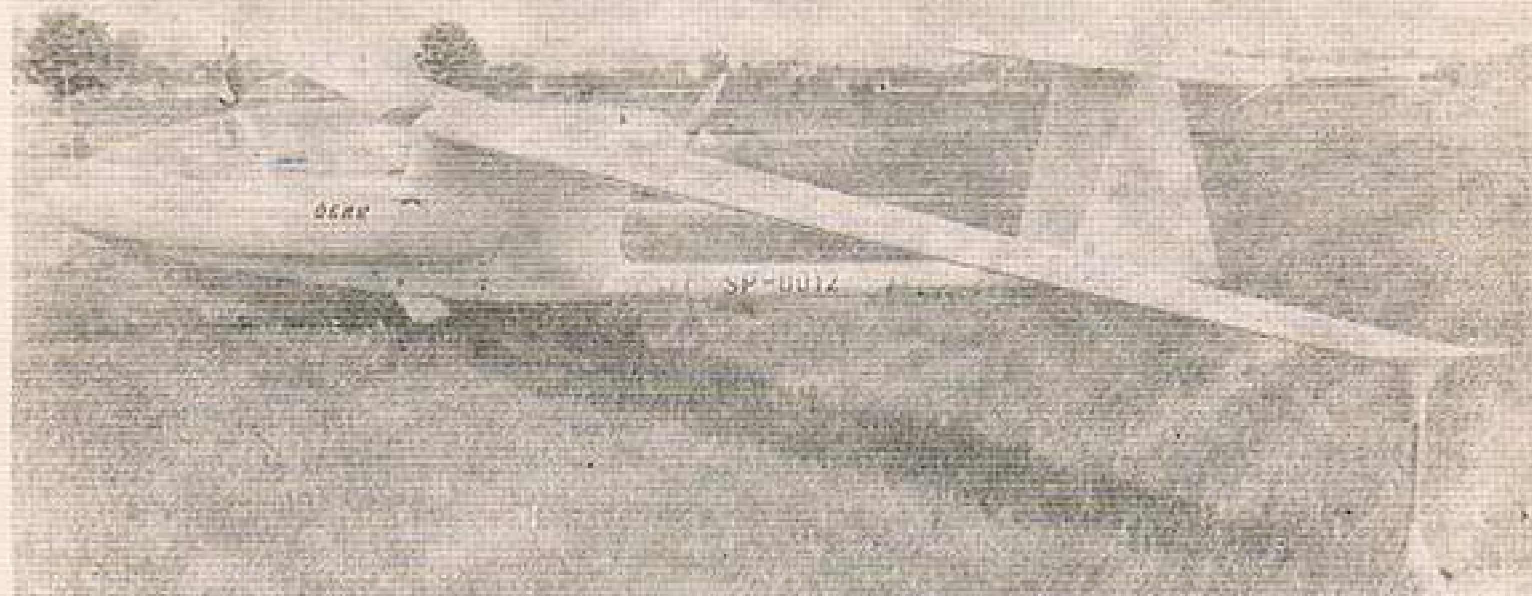
Do samolotów tych należą niektóre przedstawione w przeglądzie samolotów szkolnych konstrukcje: Socata Rallye, ICA „Brasow" IAR-823, Beechcraft „Musketeer Sport" 150 i „Sundowner 180", Cessna 172 oraz inne.

Do przygotowania pilotów samolotów do pilotażu samolotów dwusilnikowych służą samoloty dwusilnikowe, wyposażone w zdwojone sterownice.



Dwusilnikowy wielozadaniowy samolot Beechcraft „Duchess" 76 przeznaczony również do szkolenia pilotów samolotów wielosilnikowych (samolot jest napędzany dwoma tłokowymi silnikami Lycoming O-360-A1G6D o mocy 134 kW każdy, masa startowa samolotu wynosi 1769 kg, prędkość maksymalna — 317 km/h, prędkość minimalna — 111km/h)

W przeszkoleniu takim często jest stosowane stopniowanie trudności. Do szkolenia pierwszego stopnia służą samoloty dosyć lekkie, np. samolot Beechcraft „Duchess 76", Beechcraft T-42A „Cochise", Cessna Model 303, Piper PA-44-180 „Seminole". Do następnego stopnia szkolenia mogą być wykorzystane samoloty cięższe o bogatszym wyposażeniu. Służą one do szkolenia w nawigacji. Przeszkole-



Używany do szkolenia polski motoszybowiec SZD-45A „Ogar"



Dwumiejscowy motoszybowiec laminatowy Grob 109 zbudowany w układzie konstrukcyjnym samolotu dolnopłata

nie na tych samolotach stanowi podstawę do szkolenia na ciężkich samolotach użytkowych (np. transportowych).

Na zakończenie ogólnej charakterystyki szkolnych samolotów śmigłowych kilka słów o dwumiejscowych motoszybowcach, przeznaczonych do przygotowywania pilotów szybowcowych do lotów na motoszybowcach i następnie na samolotach.

Należy wspomnieć, że już dawno wyrażano poglądy, iż w aeroklubach szkolących pilotów samolotowych stopniem pośrednim pomiędzy szybowcem a samolotem powinien być motoszybowiec, odpowiednio przystosowany do zadań szkolenia. W tym celu budowano motoszybowce przeznaczone do tych zadań (np. motoszybowiec polskiej konstrukcji SZD-45A „Ogar"), jednak konstrukcje te nie znalazły dotąd szerokiego rozpowszechnienia. Zwiastunami zmian — jak

twierdzą niektórzy specjaliści — są nowe konstrukcje motoszybowców laminatowych, zbliżone w kształcie do dwumiejscowych samolotów — dolnopłatów z klasycznym podwoziem, takim, jaki stosuje się w samolotach. Płaty tych motoszybowców mają duże wydłużenie i rozpiętość. Szkolenie na takich motoszybowcach poprzedzałoby późniejsze szkolenie na samolotach śmigłowych. Szkolenie przejściowe ułatwiałyby wersje motoszybowców o mniejszej rozpiętości, zbliżające motoszybowce do samolotów szkolnych. Przykładem takich konstrukcji są motoszybowce Valentin „Ta'fun" oraz Grob G-109 i Grob G-215 (RFN).

Samoloty szkolno-treningowe o napędzie odrzutowym

5

Metoda szkolenia pilotów samolotów odrzutowych, polegająca na wykorzystaniu już we wczesnej fazie szkolenia samolotu szkolno-treningowego o turbinowym napędzie odrzutowym, jest stosowana w różnych państwach od połowy lat pięćdziesiątych. Wprowadzano wówczas masowo w wielu państwach samoloty bojowe o napędzie odrzutowym, które miały wyższe osiągi od odpowiednich samolotów o napędzie tłokowym. Zanotowano wtedy na samolotach odrzutowych liczne wypadki lotnicze, których analiza (przeprowadzona w W. Brytanii) wykazała, że znaczny ich procent jest wynikiem błędów w pilotażu, spowodowanych nawykami nabytymi podczas pilotowania samolotów śmigłowych. Dlatego też poddano krytyce klasyczną metodę szkolenia, polegającą na szkoleniu uczniów na pilotów samolotów odrzutowych na kolejnych, coraz trudniejszych w pilotowaniu samolotach śmigłowych, a w końcowym etapie — na samolocie odrzutowym, znajdującym się na wyposażeniu, przy ewentualnym włączeniu dodatkowych stopni pośrednich w miarę wzrostu osiągów samolotów bojowych.

Krytykę opisanej metody uzasadniono następująco: konieczna jest specjalizacja w wyszkoleniu i zbędny jest szeroki zakres szkolenia na samolotach śmigłowych, gdyż powoduje to nabywanie zbędnych w prowadzeniu samolotów odrzutowych umiejętności i nawyków *). Liczba typów samolotów, które pilotuje uczeń podczas szkolenia, powinna być zredukowana do niezbędnego minimum, a ich właściwości w locie powinny w pewnym stopniu odzwierciedlać właściwości samolotu bojowego, na którym ma w przyszłości latać szkolony uczeń — przy zachowaniu stopniowania trudności pilotażu.

Te argumenty spowodowały podjęcie w niektórych krajach budowy samolotów szkolno-treningowych, wyposażonych w odrzutowe zespoły napędowe o ciągu około 8 kN.

*) W niektórych państwach poglądy te uległy zmianie. Uważa się tam, że pewna liczba godzin na początku szkolenia na odpowiednio dobranym samolocie śmigłowym jest korzystna i ekonomiczna.

Pierwsze samoloty tego typu opracowano w W. Brytanii i we Francji. W W. Brytanii zbudowano samolot Hunting „Jet Provost", będący zmodyfikowaną, wyposażoną w jeden turbinowy silnik odrzutowy wersją szkolno-treningowego samolotu śmigłowego Hunting „Provost". We Francji opracowano dwusilnikowy samolot Fouga C.M.170 „Magister". W pierwszym z nich przyjęto układ miejsc obok siebie, w drugim — jedno za drugim. Samoloty te zostały wprowadzone do produkcji seryjnej; po wyprodukowaniu pierwszych sztuk (w połowie lat pięćdziesiątych) wykorzystano je w próbnych kursach szkoleniowych. Próby te wykazały celowość zastosowania we wczesnej fazie szkolenia bądź *„ab initio"* szkolno-treningowego samolotu odrzutowego. Okazało się bowiem, że możliwe było dopuszczenie uczniów, szkolonych od początku na samolocie odrzutowym, do pierwszego samodzielnego lotu po lotach szkoleniowych o łącznym czasie niewiele dłuższym (o około 2 godziny) od czasu szkolenia uczniów, którzy poprzednio odbyli przeszkolenie na samolocie śmigłowym.

Samoloty szkolno-treningowe o napędzie odrzutowym mają obecnie w użytkowaniu i w produkcji utrwaloną pozycję. Rynek ich zbytu został wprawdzie ograniczony, co związane jest z jego nasyceniem i dużą trwałością samolotów tego typu, ale produkcja niektórych typów jest kontynuowana w związku z modernizacją sprzętu (postęp techniczny stworzył nowe możliwości w tym względzie) ubytkami eksploatacyjnymi oraz rozszerzaniem rynków zbytu na kraje Trzeciego Świata, gdzie są również wykorzystywane do działań bojowych (przeciwpartyzanckich). Seryjnie produkowane są jednak głównie zmodernizowane bądź nowo skonstruowane samoloty tzw. drugiej generacji, charakteryzujące się nowocześniejszymi rozwiązaniami konstrukcyjnymi i bardziej ekonomicznymi silnikami.

Pierwsze odrzutowe samoloty szkolno-treningowe, przeznaczone do podstawowego szkolenia, wyposażono w zespoły napędowe o ciągu ok. 8 kN. Opracowane później typy i wersje rozwojowe miały zespoły napędowe o ciągu większym o 10—20% i one właśnie znalazły największe rozpowszechnienie. Do tych samolotów należą w krajach socjalistycznych: polski TS-11 „Iskra" i czechosłowacki L-29 „Delfin", a w krajach zachodnich brytyjski BAe „Jet Provost" (wersje; T.Mk4, T.Mk5), francuski Aerospatiale CM 170 „Magister" i „Super Magister", amerykański Cessna T-37 (T-37B, T-37C) oraz włoski Aermacchi M.B. 326.

Do mniej rozpowszechnionych samolotów, wytworzonych w mniejszych ilościach, należą: jugosłowiański Soko „Galeb" G2, hiszpański Hispano Ha-200 „Saeta", indyjski HAL HJT-16, kanadyjski CL-41A „Tutor" *).

Wymienione samoloty znalazły zastosowanie w szkoleniu podstawowym, a także w treningu wykonywania zadań bojowych, jak strzelanie z broni pokładowej, bombardowanie, odpalanie pocisków rakietowych i fotografowanie (niektóre samoloty).

W samolotach tych stosowane są dwa rodzaje usytuowania miejsc ucznia i instruktora, a mianowicie miejsca obok siebie (BAe „Jet Provost", Cessna T-37, HAL HJT-16 „Kiran", Canadair CL-41A „Tutor") oraz jedno za drugim

---

*) Potez MS 760 „Paris" wykorzystywany do zadań szkolenia był czteromiejscowym samolotem dyspozycyjnym. Wspomnieć należy też o holenderskim samolocie Fokker S.14.

(TS-11 „Iskra", L-29 „Delfin", Aerospatiale CM 170 „Magister" i „Super Magister", Aermacchi M.B. 326, Soko Galeb G2 oraz Hispano H-200 „Saeta").

Zastosowanie nowych zespołów napędowych, o większym ciągu, nie było jedyną zmianą w nowych typach i wersjach samolotów szkolno-treningowych. Z biegiem czasu wprowadzono zmiany konstrukcyjne w płatowcach, a także zastosowano nowe wyposażenie i uzbrojenie.

Większość wymienionych samolotów szkolno-treningowych została wyposażona w uzbrojenie lufowe — karabiny maszynowe lub działka (np. samolot TS-11 „Iskra" jest uzbrojony w zabudowane w kadłubie działko kalibru 23 mm) oraz 2—6 węzłów podwieszenia, zależnie od typu i wersji samolotu, lekkiego uzbrojenia: bomb, pocisków rakietowych i zasobników z pociskami rakietowymi, a także zasobników z karabinami maszynowymi (np. nowsze wersje samolotu TS-11 „Iskra" mają cztery węzły podwieszenia uzbrojenia).

Ponieważ osiągi samolotów szkolno-treningowych są zbliżone do osiągów myśliwskich samolotów o napędzie śmigłowym z końca drugiej wojny światowej, jest możliwe ich użycie do zadań bojowych w warunkach przewagi w powietrzu. Z tego też powodu opracowano wersje szturmowe poprzez wprowadzenie modyfikacji konstrukcyjnych oraz zainstalowanie zespołów napędowych o większym ciągu w niektórych typach samolotów (przeciętnie o 30—40%, a w samolocie Cessna A-37B i C „Dragonfly" o ok. 100%). Dzięki temu wzrosły osiągi, a zwłaszcza udźwig środków bojowych tak zmodyfikowanych samolotów. Eksportowane do krajów Trzeciego Świata znalazły tam zastosowanie nie tylko w szkoleniu, lecz również do wykonywania zadań bojowych. Należy tu wymienić następujące samoloty: brytyjski BAe „Strikemaster" — wersja rozwojowa samolotu BAe „Jet Provost" T.Mk5, włoski Aermacchi M.B. 326G i M.B. 236L i EMBRAER AT-26 „Xavante" (produkowany na podstawie licencji w Brazylii) — wersje rozwojowe samolotu M.B. 326 oraz wspomniane już wersje Cessna A-37B i A-37C „Dragonfly" — samolotu T-37.

Opracowano również jednomiejscowe wersje niektórych samolotów szkolno-treningowych, przeznaczone do treningu i ewentualnie, zależnie od możliwości przenoszenia środków bojowych, do wykonywania niektórych zadań bojowych. Wymienić należy tutaj następujące samoloty: polski TS-11 „Iskra" 200BR przystosowany do przenoszenia bogatszego uzbrojenia, wyposażony w mocniejszy silnik o ciągu 10,8 kN, Aermacchi M.B. 326K wyposażony w silnik o ciągu 17,8 kN, oraz jugosłowiański Soko „Jastreb", wersja samolotu „Galeb".

W Czechosłowacji opracowano jednomiejscową akrobacyjną wersję samolotu L29, która nie została wprowadzona do produkcji seryjnej.

Trzy typy samolotów otrzymały na początku rozwoju zespoły napędowe o ciągu przewyższającym 10 kN: japoński Fuji T-1, szwedzki SAAB 105 i amerykański Rockwell T-2 „Buckeye".

Zastosowanie mocniejszego silnika w samolocie japońskim zostało podyktowane wymaganiem wysokich osiągów samolotu — zastosowano bowiem niewielki skos skrzydeł, a konstrukcję samolotu oparto na rozwiązaniach odrzutowego samolotu myśliwskiego North American F-86 „Sabre", będącego w latach, gdy powstawała konstrukcja samolotu T-1, w składzie uzbrojenia lotnictwa Japonii.

Również w samolocie SAAB-105 zastosowano niewielki skos skrzydeł (miejsca obok siebie) i — po raz pierwszy w odrzutowym samolocie szkolno-treningowym — dwa dwuprzepływowe silniki, Turbomeca „Aubisque". Powstała również wersja tego samolotu, SAAB-105Ö, z silnikami jednoprzepływowymi o większym ciągu (o ok. 100%).

W samolocie lotnictwa marynarki, Rockwell T-2 „Buckeye", zastosowano napęd o większym ciągu, ze względu na inny program szkolenia w marynarce Stanów Zjednoczonych niż w siłach lotniczych (początkowe szkolenie na samolocie śmigłowym, szkolenie podstawowe i trening — również w startach i lądowaniach na lotniskowcach na samolocie T-2).

W latach ubiegłych pracowano także nad konstrukcjami samolotów szkolnych o małym ciągu, przeznaczonych do szkolenia poprzedzającego loty na odrzutowych samolotach szkolno-treningowych o wyższym ciągu (Temco TT-1 „Pinto"). Nie weszły one jednak do produkcji seryjnej. Jedynymi nowymi konstrukcjami tego rodzaju są włoski samolot Caproni Vizzola C22J i francuski Microturbo „Microjet 200".

Nowa generacja samolotów szkolnych o napędzie odrzutowym

6

Zbudowanie samolotów myśliwskich zaliczonych do drugiej generacji samolotów myśliwskich, takich jak Su-20, MiG-23, McDonnell-Douglas F-15 „Eagle", General Dynamics F-16 czy Dassault/Brequet „Mirage" 2000 oraz doświadczenie uzyskane podczas użytkowania samolotów szkolno-treningowych i treningowych o napędzie odrzutowym, a jednocześnie wzrost cen paliwa *) i opracowanie nowych, ekonomicznych, turbinowych silników odrzutowych, stały się przyczyną studiów prowadzonych w różnych państwach, których efektem są nowe poglądy na samolot szkolny lat osiemdziesiątych oraz związane z tym modyfikacje metod szkolenia.

Proponowane bądź wprowadzane modyfikacje metod szkolenia pilotów samolotów bojowych polegają na wprowadzaniu nowych śmigłowych samolotów szkolnych i na ewentualnym rozszerzeniu zakresu ich zastosowania, a także na rozszerzeniu zakresu zastosowania odrzutowych samolotów szkolno-treningowych bądź treningowych samolotów przejściowych.

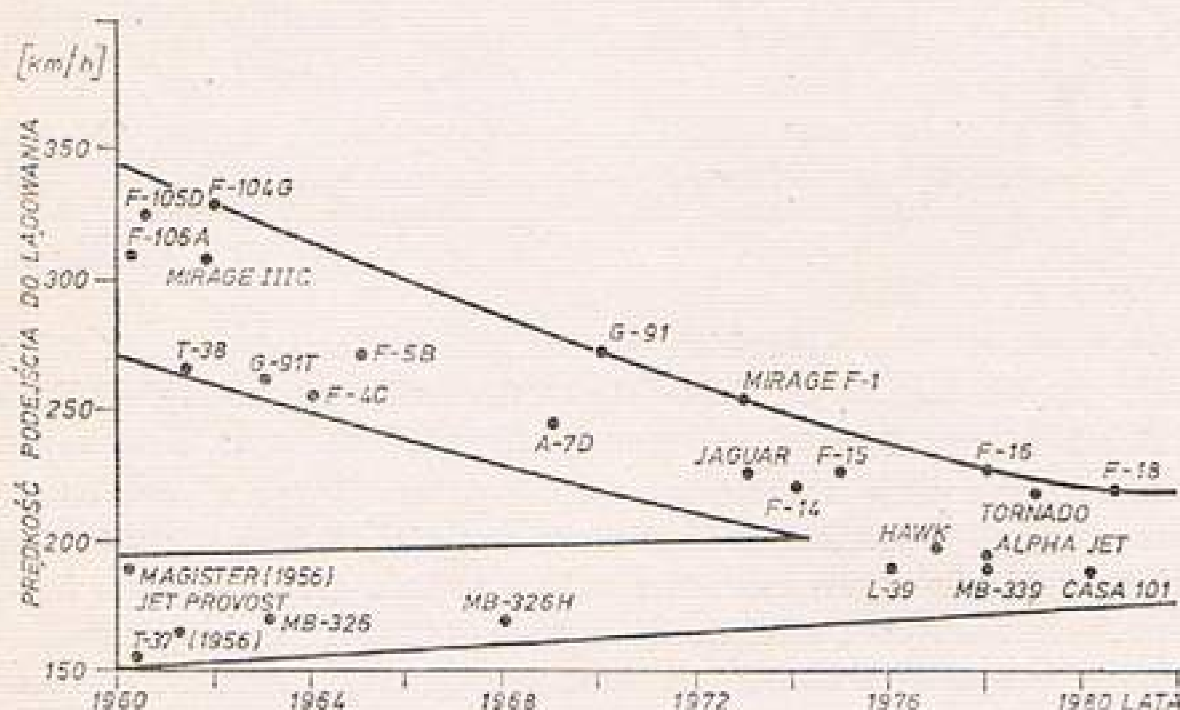
Porównanie prędkości lądowania wspomnianych najnowszych naddźwiękowych samolotów myśliwskich z prędkością lądowania naddźwiękowych samolotów myśliwskich starszej generacji (MiG-21, Lockheed F-104 „Starfighter", McDonnell Douglas F-4, Phanton II, Dassault/Breguet „Mirage" III i in.) wykazuje, że różnica między tymi prędkościami uległa zmniejszeniu. Zmniejszyła się tym samym różnica pomiędzy prędkością lądowania samolotów myśliwskich i szkolnych. Różnica ta w przypadku odrzutowych samolotów szkolno-treningowych i samolotów myśliwskich wynosiła w latach siedemdziesiątych 120—140 km/h, a pod koniec lat siedemdziesiątych zmalała do 50—70 km/h — dotyczy to samolotów myśliwskich nowej, drugiej generacji.

Biegunowe najnowszych samolotów myśliwskich nie uległy daleko idącym zmianom w stosunku do samolotów starszej generacji, natomiast dzięki

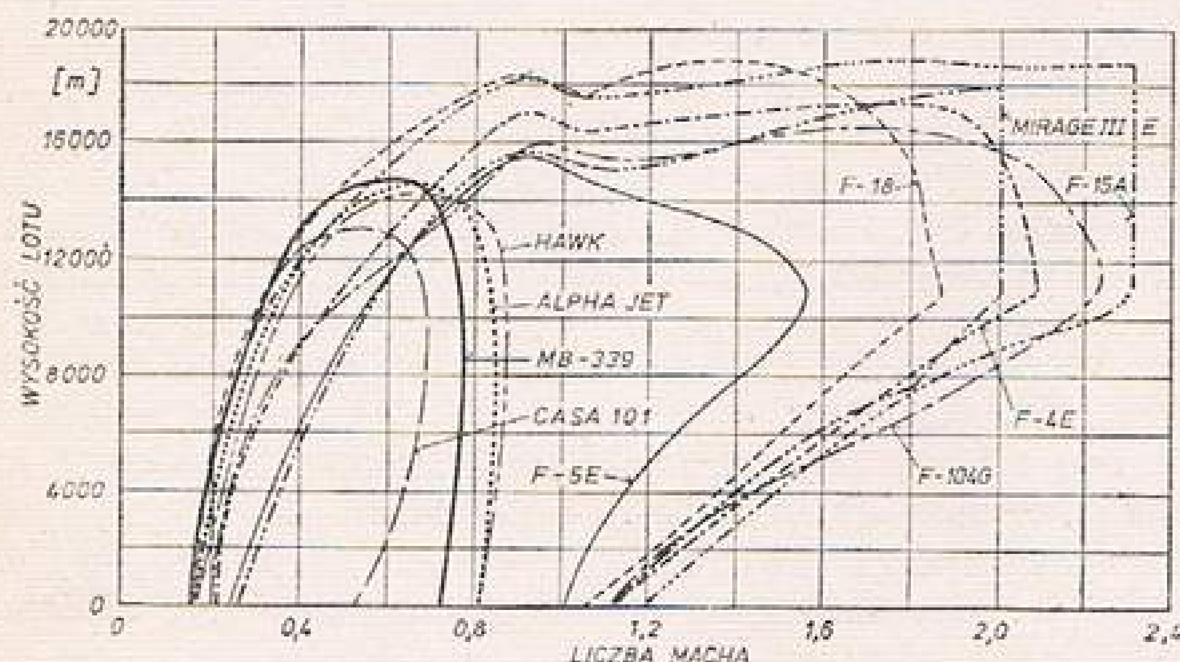
*) W ciągu lat 1975—80 cena paliwa wzrosła przeszło dwukrotnie. Przewidywany jest dwukrotny wzrost cen paliwa (w stosunku do ceny w 1980 r.) do drugiej połowy lat osiemdziesiątych i czterokrotny do końca bieżącego stulecia.

wprowadzeniu nowych urządzeń automatycznego pilotażu (sztucznej stateczności, systemów *fly-by-wire* i in.) oraz zautomatyzowanych urządzeń nawigacyjnych, prowadzenie najnowszych samolotów myśliwskich stało się łatwiejsze.

Nowoczesny szkolny samolot o napędzie odrzutowym powinien być traktowany jako zespół współzależnych elementów, optymalizowanych już w czasie projektowania. Składają się na nie płatowiec i jego wyposażenie, zespół napędowy, diagnostyczne wyposażenie pokładowe i naziemne (zapewniające nowoczesną eksploatację według stanu technicznego samolotu i redukujące nadmierną



Zmiany prędkości lądowania samolotów myśliwskich i szkolnych o napędzie odrzutowym w różnych latach



Porównanie biegunowych samolotów szkolno-treningowych i szkolno-bojowych oraz myśliwskich samolotów naddźwiękowych

liczbę godzin roboczych obsługi, przypadających na godzinę lotu), uzbrojenie wraz z wyposażeniem pomocniczym oraz wyposażenie szkoleniowe: naziemny symulator lotu, urządzenie do treningu w katapultowaniu się, pokładowy symulator do szkolenia w sytuacjach awaryjnych, umożliwiający programowanie takich sytuacji, pomoce szkoleniowe itd.

Nowe samoloty szkolne o napędzie odrzutowym powinny charakteryzować następujące cechy:

— wysoki komfort, dobra widoczność z kabiny i wysoki poziom bezpieczeństwa,
— prostota konstrukcji, duża jej trwałość i niezawodność oraz dostosowanie do nowoczesnego systemu eksploatacji,
— dobre własności pilotażowe — podwyższona w stosunku do poprzednich konstrukcji stateczność i sterowność,
— wysoki standard wyposażenia elektronicznego radionawigacyjnego, które powinno nawiązywać do wyposażenia samolotu bojowego, na którym ma latać w przyszłości szkolony uczeń,
— napęd za pomocą silników odrzutowych o małym jednostkowym zużyciu paliwa i niskim poziomie hałasu (silniki dwuprzepływowe),
— wielowariantowość uzbrojenia, umożliwiająca w określonych warunkach działania bojowe,
— systemowe opracowanie samolotu.

Od dłuższego czasu prowadzona jest dyskusja, jakie jest lepsze usytuowanie miejsc w samolocie szkolnym o napędzie odrzutowym. Obecnie przeważył pogląd, że ułożenie „tandem" jest bardziej celowe, daje uczniowi poczucie samodzielności, symetrię prowadzenia samolotu, jednakową widzialność na boki. Koniecznym przy tym warunkiem jest odpowiednie usytuowanie miejsc i podwyższenie miejsca instruktora w stosunku do miejsca ucznia. Daje ono podobną widzialność scenerii zewnętrznej zarówno instruktorowi, jak i uczniowi, co jest istotne w nagłych okolicznościach, wynikających z błędów ucznia i konieczności awaryjnego przejęcia sterowania przez instruktora.

Położenie miejsc obok siebie nadal jest preferowane w samolotach do szkolenia początkowego (śmigłowych), jakkolwiek i tu opracowano ostatnio (bądź są opracowywane) konstrukcje o układzie miejsc tandem, ze względu na wymaganie jednolitego ukształtowania sprzętu szkolnego. Wymaga się obecnie, aby bezpieczna zmęczeniowa trwałość konstrukcji samolotu szkolnego przy określonym zakresie użytkowania (loty szkolne, nawigacyjne, akrobacja, użycie środków bojowych) wynosiła nawet około 10 000 godzin lotu). Samoloty szkolne charakteryzuje na ogół dłuższy okres do zestarzenia się technicznego konstrukcji niż samoloty bojowe, ale są one eksploatowane w trudniejszych, bardziej obciążających konstrukcję warunkach. Przyjmuje się, że współczesny samolot szkolny powinien wylatać średnio 6000—8000 godzin w okresie 20—25 lat (średnia roczna 300—350 godzin).

Szkolny samolot odrzutowy powinien mieć dobre charakterystyki manewrowe, dużą prędkość wznoszenia i konwencjonalne własności pilotażowe. Mniejsze natomiast znaczenie ma prędkość maksymalna, która powinna być wypadkową innych własności — zbędne jest jej „wyśrubowywanie".

Zgodnie z aktualnymi poglądami, podstawowe wyposażenie radionawi-

gacyjne samolotu szkolnego powinno być zbliżone do wyposażenia samolotu bojowego, tak aby możliwe było stopniowane wykorzystywanie urządzeń nawigacyjnych aż do maksymalnego wykorzystania — jak w samolocie bojowym. Z problemem tym łączy się również stosowanie symulatorów (kabin treningowych). W początkowej fazie szkolenia, kiedy to uczeń powinien mieć realne poczucie odpowiedzialności i niebezpieczeństwa, mają one mniejsze znaczenie, natomiast w nauce stosowania urządzeń nawigacyjnych, używanie symulatorów jest korzystne; umożliwiają one także obniżenie kosztów szkolenia ze względu na niskie koszty godziny pracy. Należy również wspomnieć o możliwości stosowania symulatorów pokładowych, umożliwiających przeszkolenie ucznia w podejmowaniu właściwych decyzji w razie nieprawidłowości działania urządzeń pokładowych.

Odrzutowe samoloty szkolno-treningowe starszego typu są napędzane prawie wyłącznie jednoprzepływowymi turbinowymi silnikami odrzutowymi.

W większości nowych szkolnych samolotów odrzutowych znalazły zastosowanie dwuprzepływowe turbinowe silniki odrzutowe, przeznaczone do napędu innych samolotów (dyspozycyjnych, bojowych), a przystosowane do napędu samolotów szkolnych. Zastosowanie tych silników wpływa w sposób istotny na ekonomię szkolenia (m. in. przyczynia się do zmniejszenia zużycia paliwa, co ze względu na narastający kryzys paliwowy ma ważne znaczenie).

Istnieją jednak poglądy — lansuje je włoski przemysł lotniczy — że bardziej odpowiednie do napędu samolotów szkolnych, ze względu na prostotę i pewność działania, są silniki jednoprzepływowe. Wytwórnia Aermacchi zastosowała w swym samolocie M.B. 339 silnik Viper 632. Wprawdzie jednostkowe zużycie paliwa przez ten silnik jest większe w porównaniu z silnikiem dwuprzepływowym, jest on jednak prosty w konstrukcji i pewny w działaniu, gdyż już od wielu lat znajduje się w produkcji seryjnej.

Konieczne uzbrojenie samolotów do szkolenia pilotów wojskowych przeznaczone jest do celów ćwiczebnych, a także umożliwia przekształcenie samolotu w lekki samolot wsparcia taktycznego, gdyż w niektórych państwach samoloty szkolno-treningowe przeznaczone są także — jak wspomniano poprzednio — do wykonywania zadań bojowych. Możliwości wykonywania tych zadań są jednak, mimo zwiększonych wartości ciągu zespołu napędowego oraz osiągów, ograniczone, zwłaszcza w warunkach silnej obrony przeciwlotniczej. Niemniej jednak zbudowane ostatnio bądź projektowane samoloty szkolno-treningowe charakteryzuje możliwość przenoszenia bogatego asortymentu środków bojowych.

Do końca 1980 r. zbudowano kilka samolotów szkolno-treningowych nowej generacji. Należą do nich: produkowany seryjnie czechosłowacki samolot L-39 „Albatros" (rok oblotu prototypu 1968), produkowany seryjnie włoski Aermacchi M.B. 339 (1976 r.), wchodzący do produkcji hiszpański CASA C-101 „Aviojet" (1977 r.), amerykański Gulfstream American „Peregrine 600" i Siai „Marchetti" S.211 (prototypy w budowie). Samoloty te zastępują bądź mają zastępować klasyczne, odrzutowe samoloty szkolno-treningowe i w niektórych przypadkach eliminować zastosowanie treningowego samolotu przejściowego. Na przykład nowe programy szkolenia w Hiszpanii i we Włoszech przewidują, po szkoleniu na samolotach nowej generacji, szkolenie na dwumiejscowej wersji samolotu bojo-

wego. Niektóre jednak programy przewidują zastosowanie samolotu treningowego przejściowego. W Stanach Zjednoczonych w siłach powietrznych w toku szkolenia są zastosowane następujące samoloty: tłokowy Cessna T-41, odrzutowy Cessna T-37B i przejściowy naddźwiękowy Northrop T-38A „Talon", a później jest stosowany trening na samolotach bojowych. Przewiduje się zastąpienie przestarzałego samolotu Cessna T-37B nowym samolotem. Ma on być bardziej ekonomiczny, a zarazem ma przyczynić się do zmniejszenia liczby godzin lotu na treningowym samolocie Northrop T-38A „Talon". Nowy samolot ma być wyposażony w silniki dwuprzepływowe i ma go charakteryzować mniejszy koszt godziny lotu oraz bardziej nowoczesne wyposażenie awioniczne. Kilka wytwórni lotniczych przedstawiło w 1980 r. projekty wstępne takiego samolotu.

Lotnictwo marynarki wojennej Stanów Zjednoczonych szkoli początkowo uczniów na turbinowym śmigłowym samolocie Beechcraft T-34C, następnie na Rockwell T2C, przeznaczonym do podstawowego szkolenia, później na szkolno-bojowym McDonnell Douglas TA-4J i z kolei na samolocie bojowym. Marynarka rozważała w 1980 r. zastąpienie samolotów T2C i TA-4J jedną konstrukcją. Zastanawiano się nad możliwością zakupu zmodyfikowanego samolotu Dassault/Breguet/Dornier „Alpha Jet" lub BAe „Hawk". Wytwórnie amerykańskie wykonały kilka projektów samolotów. Dostawy nowego samolotu miałyby rozpocząć się w drugiej połowie lat osiemdziesiątych.

Samoloty treningowe przejściowe

7

Samoloty treningowe przejściowe są używane w wojsku jako stopień pośredni przed szkoleniem na samolotach bojowych (dwumiejscowych wersjach samolotów bojowych).

Pierwsze treningowe samoloty przejściowe o napędzie odrzutowym były wersjami przydźwiękowych bojowych samolotów odrzutowych i stanowiły stopień przejściowy na te właśnie samoloty bojowe, wchodzące wówczas — w latach pięćdziesiątych — w skład uzbrojenia sił powietrznych różnych państw.

Wersje treningowe samolotów bojowych starszego typu, odpowiednio zaadaptowane, stanowiły później przez wiele lat (a w niektórych państwach nadal stanowią) stopień przejściowy na samoloty bojowe o wyższych osiągach. Wymienić można tutaj przykładowo używany masowo amerykański samolot Lockheed T.33, będący treningową wersją myśliwca „Shooting Star", Fiat G91T — wersja myśliwca G91, czy też szeroko stosowane samoloty MiG-15UTI (SB Lim-1, -2).

Kiedy jednak zwiększyła się prędkość samolotów bojowych i wprowadzono samoloty naddźwiękowe, zaczęły się szerzyć poglądy, że najbardziej odpowiednim samolotem przejściowym będzie stosunkowo lekki dwumiejscowy samolot, charakteryzujący się dużym zakresem prędkości użytkowych, o maksymalnej prędkości większej niż prędkość dźwięku.

Konstrukcja takiego samolotu powstała w Stanach Zjednoczonych. Jest to samolot Northrop T-38 „Talon", pierwszy treningowy samolot naddźwiękowy, jedyny szeroko stosowany samolot tego rodzaju.

Planowane jest jednak zastąpienie samolotu T-38 nowszym, bardziej ekonomicznym sprzętem. Mimo że T-38 osiąga prędkości naddźwiękowe, program szkolenia lotnictwa St. Zjednoczonych przewiduje w szkoleniu pilota wykonanie tylko jednego lotu, podczas którego samolot osiągnie prędkość naddźwiękową. Ponieważ własności pilotażowe samolotu T-38 nieznacznie zmieniają się z prędkością, lot ten nie ma większego znaczenia dla nauki pilotażu, natomiast pogarsza wskaźniki ekonomiczne samolotu. Jakkolwiek samolot T-38 ma pozostawać w składzie wyposażenia do końca bieżącego stulecia, zostały podjęte prace nad koncepcją nowego treningowego samolotu przejściowego.

Tablica 4. WYMAGANIA NA SAMOLOT TRENINGOWY OPRACOWANE W KILKU PAŃSTWACH

Wymagania	Jednostka	Francja	W. Brytania	St. Zjednoczone siły powietrzne	Włochy*	St. Zjednoczone* lotnictwo marynarki
		1969	1971	1972	1974	1975
Maksymalna prędkość (liczba Macha)	km/h	900 (Ma = 0,8)	760 (Ma = 0,85)	poddźwiękowa bliska prędkości dźwięku	870 (Ma = 0,75)	(Ma = 0,8—0,9)
Prędkość podejścia do lądowania	km/h		216—250	200—245	200	190—207
Prędkość przyziemienia	km/h	160	180—200			
Maksymalna prędkość wznoszenia	m/s			40	30	26—40
Czas wznoszenia do wysokości	min		7		8	
	m		9 000		9000	
Pułap	m	12 000	12 000	13 500		12 000
Przeciążenie normalne dodatnie	g	4,5	4	4	4 (3)	4
na wysokości	m	0	0 (6000)	4	3000 (6000)	5 000
przy liczbie *Ma*		0,5	0,6 (0,7)	0,5	0,6 (0,6)	
Długość startu (rozbiegu)	m	(600)	1 200	(1200)	700	600—900
Wyposażenie		radiostacja VHF oraz UHF urządzenie identyfikujące, TACAN, automatyczny radiokompas	radiostacja VHF oraz UHF, urządzenie identyfikujące, TACAN, automatyczny radiokompas, VOR/ILS	radiostacja VHF urządzenie identyfikujące, TACAN, ILS/RNAV	radiostacja VHF oraz UHF, urządzenie identyfikujące, TACAN, automatyczny radiokompas, ILS	radiostacja VHF oraz UHF, urządzenie identyfikujące, TACAN, automatyczny radiokompas, RNAV
Uzbrojenie		działko 20 mm podwieszone, uzbrojenie bojowe	karabin maszynowy 7,62 mm podwieszone uzbrojenie ćwiczebne		działko 30 mm ćwiczebne i bojowe uzbrojenie podwieszane	karabin maszynowy 7,62 mm, podwieszane uzbrojenie ćwiczebne

* Wymagania dotyczą samolotu szkolno-treningowego i zarazem treningowego, przejściowego

W niektórych krajach uważa się, że jest możliwe połączenie zadań odrzutowego samolotu treningowego, przejściowego, z zadaniami szkolno-treningowego samolotu odrzutowego, ale o stosunkowo wysokich osiągach (po szkoleniu na samolocie śmigłowym). W innych krajach nowe programy przewidują zastosowanie poddźwiękowego, ekonomicznego samolotu treningowego. Wymagane cechy samolotów treningowych przejściowych można określić następująco:

— maksymalna prędkość odpowiadająca Ma = 0,8—0,9,
— masa startowa w konfiguracji gładkiej (bez podwieszanego uzbrojenia) około 5000 kg,
— duża trwałość konstrukcji, umożliwiająca eksploatację w ciągu około 20 lat i do około 10 000 godzin lotu,
— mały nakład pracy do utrzymania samolotu w stanie gotowości (kilka—kilkanaście godzin obsługi na 1 godzinę lotu),
— bogaty asortyment przenoszonych środków bojowych, umożliwiający szkolenie w zadaniach bojowych, a także przekształcenie samolotu treningowego przejściowego w lekki samolot wsparcia traktycznego o maksymalnej masie przenoszonego uzbrojenia 2000 kg,
— usytuowanie miejsc załogi jedno za drugim z podwyższeniem drugiego miejsca (instruktora),
— napęd za pomocą ekonomicznych turbinowych silników odrzutowych.

W samolotach Dassault/Breguet/Dornier „Alpha Jet" oraz BAe „Hawk" znalazły zastosowanie silniki dwuprzepływowe dość złożone i kosztowne, ale oszczędne pod względem zużycia paliwa. Silnik samolotu „Alpha Jet" został specjalnie przystosowany do tego samolotu, a silnik samolotu „Hawk" jest stosowany do napędu samolotów szturmowych.

Samoloty te są używane we Francji („Alpha Jet"), W. Brytanii („Hawk") i w niektórych innych krajach. We Francji szkolenie na samolocie „Alpha Jet" odbywa się po podstawowym szkoleniu na samolocie Aerospatiale CM 170 „Magister", w W. Brytanii po szkoleniu na samolocie BAe SA-3-120 „Bulldog" i BAe „Jet Provost" T.Mk. 5.

W lotnictwie belgijskim szkolenie na samolocie „Alpha Jet" następuje po szkoleniu na samolocie z silnikiem tłokowym. Jak wspomniano, podobny proces szkolenia ma być wprowadzony w lotnictwie marynarki Stanów Zjednoczonych. Tak więc granica zastosowań i pojęcia „samolot szkolno-treningowy" i „treningowy przejściowy" zależą od stosowanego w danym kraju systemu szkolenia.

Także panują różne poglądy na rodzaj napędu treningowych samolotów przejściowych. W tym przypadku zwolennicy napędu jednoprzepływowego twierdzą, że zastosowanie nowoczesnego silnika jednoprzepływowego o prostej, trwałej i pewnej w eksploatacji konstrukcji, częściowo kompensuje niższe wskaźniki ekonomiczne.

Wersje szkolne samolotów użytkowych

8

Wersje szkolne samolotów użytkowych (samolotów bojowych pasażerskich, transportowych, transportowo-łącznikowych, rolniczych i in.) są przeznaczone do szkolenia pilotów określonych typów samolotów.

Przyjęto za zasadę budowanie nowoczesnych, jednomiejscowych samolotów myśliwskich (wielozadaniowych, myśliwsko-bombowych, myśliwsko-szturmowych) w dwumiejscowych wersjach szkolnych, ułatwiających przejście z samolotu treningowego (szkolno-treningowego) na samolot bojowy. Bojowe samoloty dwumiejscowe są przystosowywane do szkolenia poprzez modyfikację kabiny nawigatora bądź też nie wymagają przystosowania, jeśli są wyposażone w zdwojony układ sterowania.

Wiele typów samolotów bojowych ma wersje szkolne. Wymienić można tutaj przykładowo samoloty: MiG-21U — wersja szkolna samolotu myśliwskiego MiG-21 (ZSRR), Su-7U — wersja szkolna samolotu myśliwsko-bombowego Su-7B (ZSRR), Dassault „Mirage IIIB" — wersja szkolna samolotu Dassault „Mirage IIIC" (Francja), Sepecat „Jaguar" E oraz M — wersje szkolne samolotu Sepecat „Jaguar" (W. Brytania, Francja), SAAB-Scania „Draken" Sk 35C — wersja szkolna myśliwca SAAB-Scania „Draken" 35 (Szwecja).

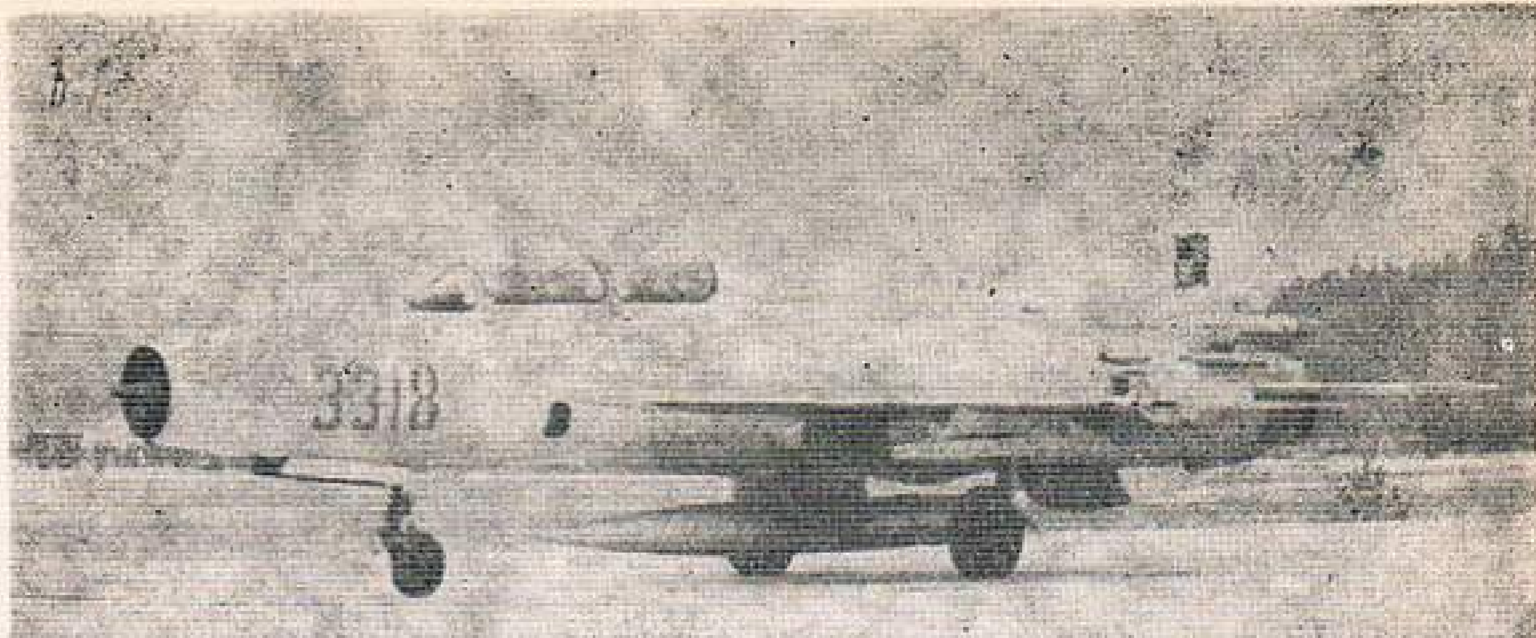
Samoloty pasażerskie transportowe, transportowo-łącznikowe i dyspozycyjne są wyposażone w zdwojony układ sterowania i bez modyfikacji mogą służyć do zadań szkolenia.

Niektóre z dwusilnikowych samolotów dyspozycyjnych o napędzie śmigłowym służą — jak wspomniano — do szkolenia pilotów samolotów wielosilnikowych o napędzie śmigłowym oraz do szkolenia w nawigacji. Przykładem takiego samolotu może być amerykański dwusilnikowy samolot Beechcraft T-44A, będący wersją samolotu dyspozycyjnego „King Air" 90. Samolot jest napędzany przez 2 turbinowe silniki śmigłowe o mocy 404 kW każdy.

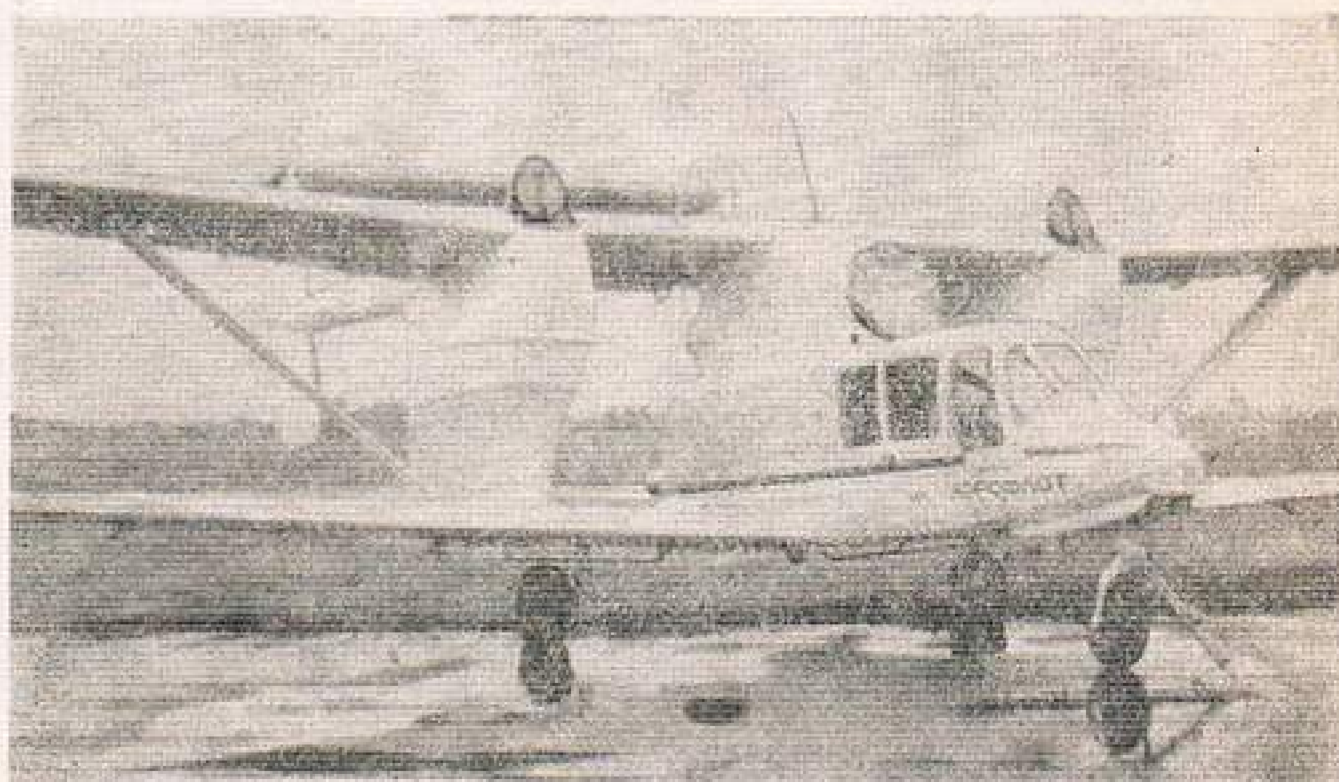
Samoloty rolnicze, z reguły jednomiejscowe, budowane są również w wersjach szkolnych. Przykładem może być dwumiejscowa wersja samolotu PZL-106 „Kruk" czy M-15.



Samoloty szkolno-bojowe
a — SBLim-2, *c* — Su-7U



b — MiG-21U



Wersja szkolna samolotu rolniczego M-15

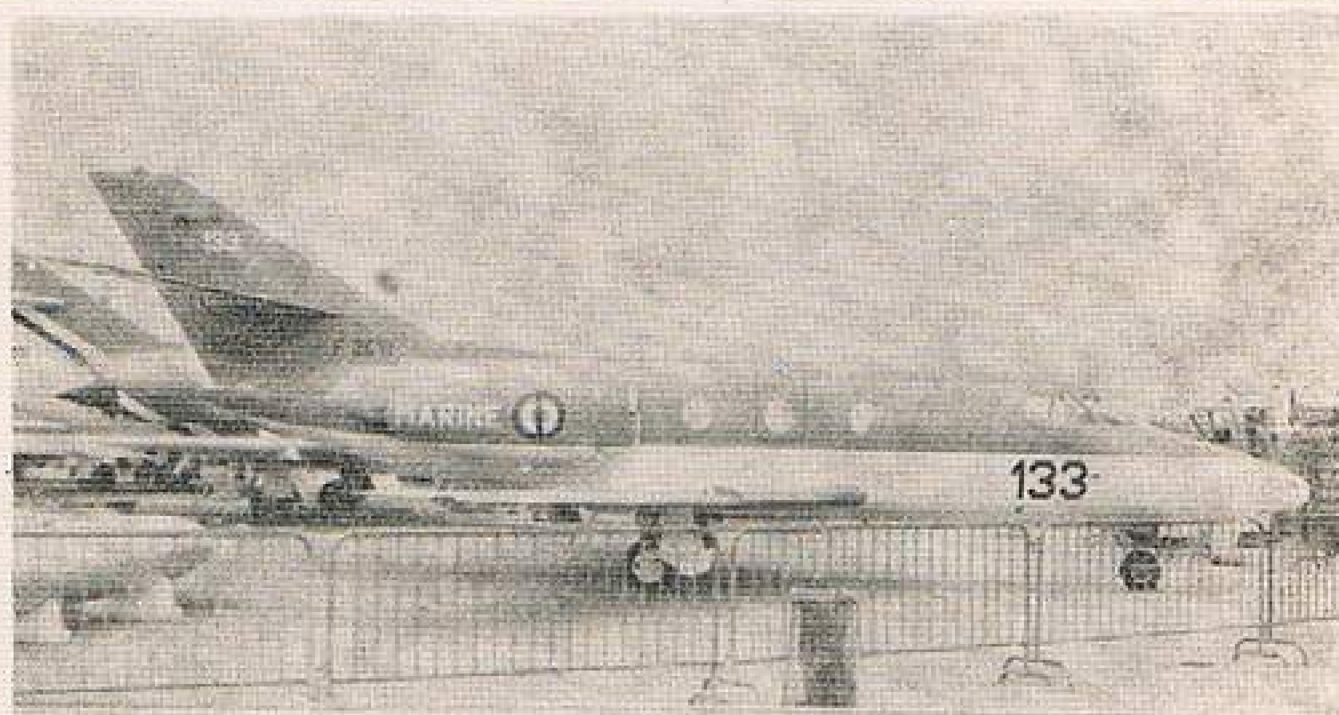
Specjalne samoloty treningowe

9

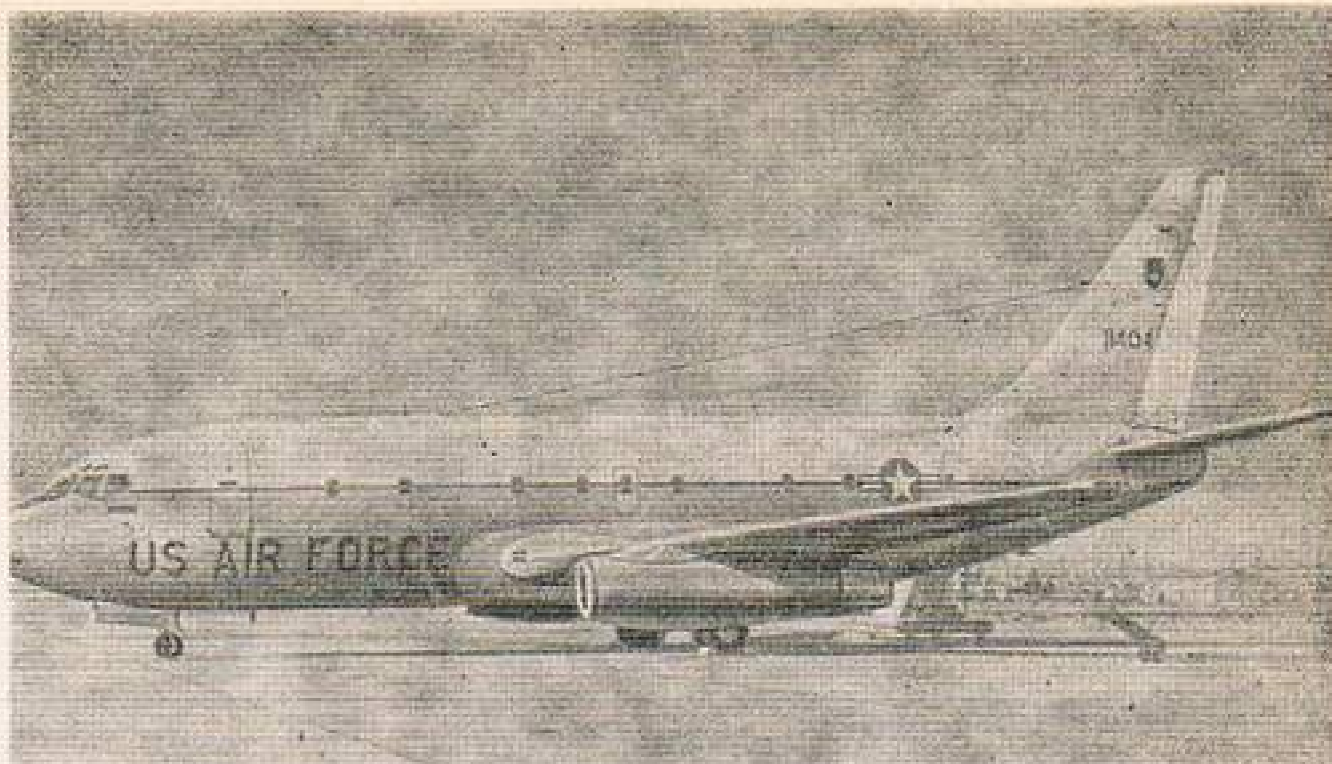
Do specjalnych samolotów treningowych należą te, które są przystosowane do treningu w nawigacji, w obsługiwaniu określonych systemów pokładowych urządzeń rozpoznania radioelektronicznego i in.

Na przykład do szkolenia w nawigacji służy samolot Hawker Siddeley 125 T.Mk1 „Dominie", będący wersją dwusilnikowego, dyspozycyjnego samolotu HS.125 lub Dassault/Breguet „Falcon" 10MER. Podobne samoloty służą do jednoczesnego szkolenia kilku uczniów.

Do szkolenia w stosowaniu systemu nawigacyjno-celowniczego samolotu myśliwskiego Dassault „Mirage" IIIE służy wersja samolotu dyspozycyjnego Dassault/Breguet „Falcon" ST.



Samolot Dassault/Breguet „Mystere-Falcon" 10MER używany do szkolenia w stosowaniu urządzeń radiowo-nawigacyjnych samolotu szturmowego „Super Etendard"



Samolot Boeing T-43A przeznaczony do grupowego szkolenia w nawigacji

Innym przykładem samolotu przeznaczonego do szkolenia w nawigacji może być używana w Stanach Zjednoczonych wersja dwusilnikowego samolotu komunikacyjnego Boeing 737-200, oznaczona T-43A. Samolot tego typu (zbudowano 19 szt.) służy do jednoczesnego szkolenia 16 uczniów nadzorowanych przez 3 instruktorów.

Samolot jest podobny do wersji pasażerskiej, różni się mniejszą liczbą okien, ma dwoje drzwi, podłoga jest wzmocniona w celu mocowania wyposażenia elektronicznego, w tylnym pomieszczeniu bagażowym zabudowany jest dodatkowy zbiornik na 3027 dm^3 paliwa. Na pokładzie samolotu są zabudowane podobne systemy nawigacyjne, radiolokacyjne, astronawigacyjne, bezwładnościowe i inne, takie jak w większości samolotów bojowych Stanów Zjednoczonych. Samolot T-43A jest powiązany z naziemnym systemem szkolenia pilotów, w którym wykorzystywane są określone symulatory. Ekonomiczna prędkość przelotowa samolotu na wysokości 10 670 m odpowiada Ma = 0,7, zasięg (z rezerwą paliwa) wynosi 4820 km, długotrwałość lotu — 6 h.

Przegląd współczesnych samolotów szkolnych

10

Samoloty szkolne o napędzie tłokowym

PZL-110 „Koliber" (Polska)

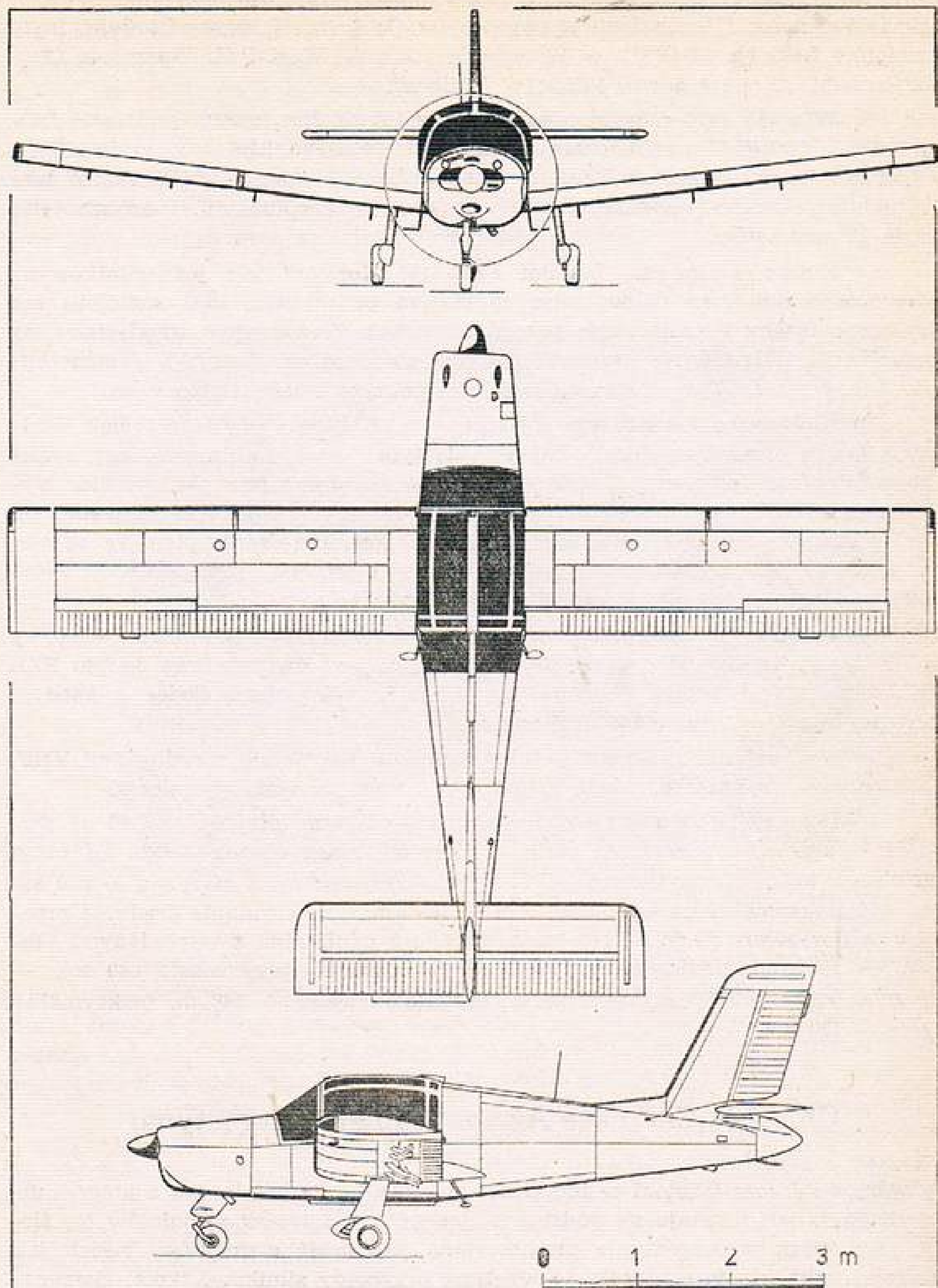
Samolot szkolny do początkowego szkolenia i turystyki PZL-110 jest licencyjną wersją francuskiego lekkiego samolotu Socata Rallye 100 ST „Galopin" (patrz str. 75).

Wersja 100 ST, która jest wzorem samolotu PZL-110 „Koliber", otrzymała certyfikat francuski w październiku 1974 r., a następnie weszła do produkcji.

Licencja została zakupiona przez PZL w 1976 r. Samolot zmodyfikowano poprzez zamianę silnika Continental na produkowany w Polsce na pod-



PZL-110 „Koliber"



PZL-110 „Koliber"

stawie amerykańskiej licencji silnik PZL-Franklin oraz wprowadzenie polskich materiałów, norm i technologii stosowanej w Centrum Naukowo-Produkcyjnym Samolotów Lekkich (CNPSL) w Warszawie (obecnie WSK-PZL Warszawa Okęcie). Samolot otrzymał nazwę PZL-110 „Koliber".

W maju 1978 r. wykonano pierwszy lot na francuskim samolocie Rallye 100 ST „Galopin" z zabudowanym silnikiem PZL-Franklin, a w maju 1979 r. — pierwszy lot na samolocie PZL-110 „Koliber", zbudowanym w CNPSL. W tym też roku przekazano pierwsze samoloty seryjne do eksploatacji. Pierwsza seria liczyła 10 samolotów.

Konstrukcja. Samolot PZL-110 „Koliber" jest jednosilnikowym, całkowicie metalowym dolnopłatem ze stałym podwoziem. Płat samolotu ma obrys prostokątny i konstrukcję jednodźwigarową. Zastosowano zmodyfikowany profil NACA C63A416. Na krawędzi natarcia znajdują się skrzela i jednoszczelinowe klapy tylne. Klapy i szczelinowe lotki pokryte blachą żłobkowaną.

Kadłub ma konstrukcję półskorupową. Kabinę z miejscami obok siebie i tylną ławkę przykrywa duża, odsuwana do tyłu osłona. Kabina jest ogrzewana i przewietrzana. Usterzenie klasyczne; poziome ma obrys prostokątny. Ster wysokości jednoczęściowy z wyważeniem masowym, kryty blachą żłobkowaną. Na lewej połówce steru wysokości klapka wyważająca. Usterzenie pionowe skośne. Ster kierunku kryty blachą żłobkowaną. Podwozie trójpodporowe stałe. Amortyzatory olejowo-powietrzne. Hamulce hydrauliczne tarczowe.

Samolot jest wyposażony w jeden czterocylindrowy silnik tłokowy PZL-Franklin 4A-235-B3 o mocy 93 kW, napędzający dwułopatowe śmigło PZL US-135000 o stałym skoku. Zbiorniki aluminiowe w skrzydłach (jeden w każdym skrzydle) mieszczą łącznie 105 dm^3 paliwa.

Wyposażenie radionawigacyjne samolotu składa się z radiostacji VHF, radiokompasu, wskaźnika kursu, sztucznego horyzontu i zakrętomierza.

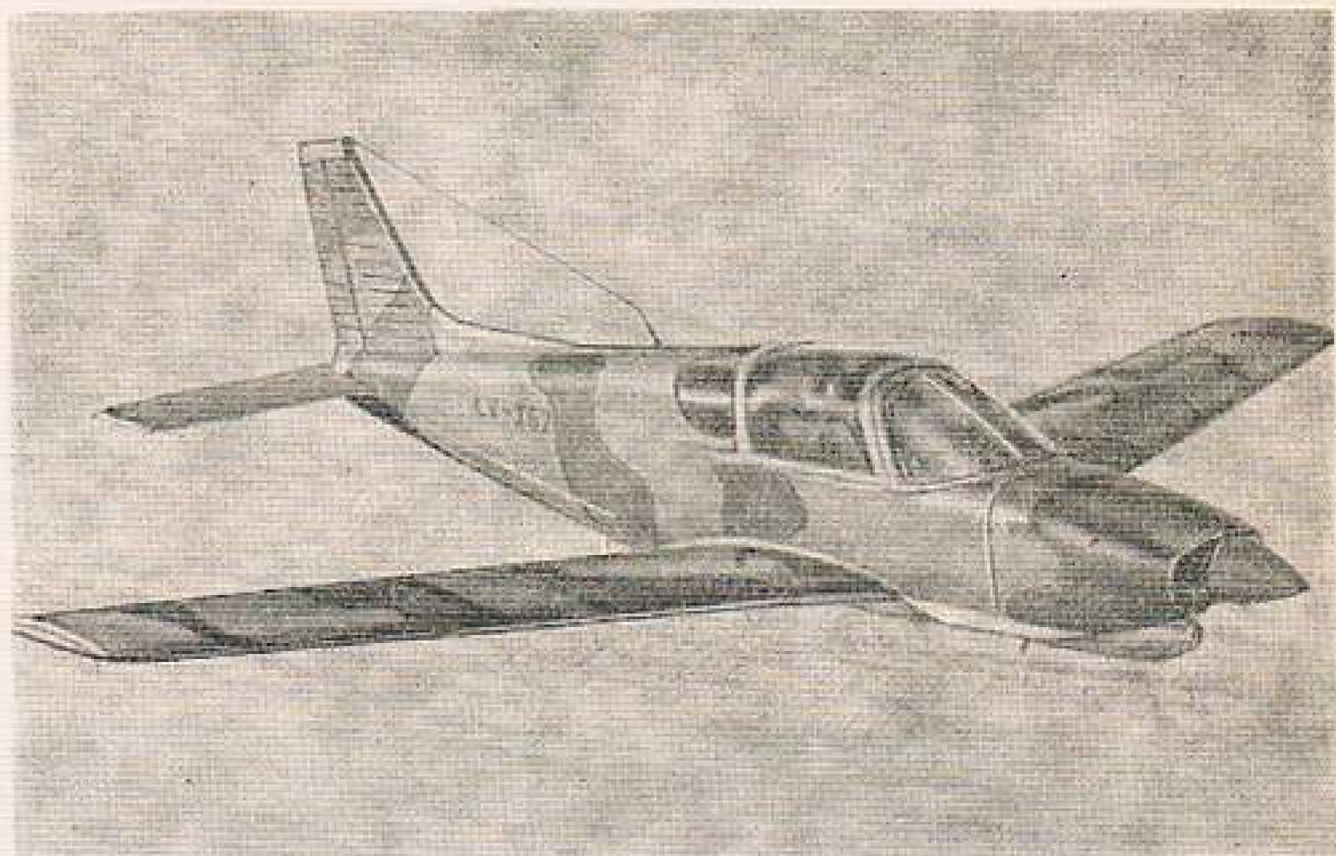
Dane techniczne. Rozpiętość — 9,74 m, długość — 7,20 m, wysokość — 2,80 m, powierzchnia płata — 12,76 m^2, masa własna — 530 kg, masa startowa w kategorii użytkowej — 770 kg, maksymalna masa startowa — 850 kg, prędkość maksymalna na wysokości 0 m — 195 km/h, maksymalna prędkość przelotowa na wysokości 0 m — 170 km/h, prędkość minimalna z wychylonymi klapami — 80 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia (przy masie 830 kg) — 2,85 m/s, pułap praktyczny — 3350 m, długość rozbiegu — 140 m, maksymalny zasięg — 730 km.

Chincul „Cherokee Arrow Trainer" (Argentyna)

Wytwórnia lotnicza Chincul w San Juan w Argentynie, powiązana z amerykańską firmą Piper, montuje na podstawie licencji kilka typów samolotów tej firmy, przy czym w Argentynie produkowana jest część elementów, takich jak skrzydła, lotki, klapy, wyposażenie wnętrza, przyrządy silnikowe, koła, elementy laminatowe — ogółem 60 proc. części samolotu. Również montaż konstrukcji odbywa się w wytwórni Chincul.

W latach 1978—1979 przeprowadzono badania w locie opracowanej w wytwórni Chincul wersji szkolno-treningowej samolotu Piper „Cherokee Arrow", nazwanej Chincul „Cherokee Arrow Trainer".

Konstrukcja. Samolot Chincul „Cherokee Arrow Trainer" różni się od samolotu Piper „Cherokee Arrow" zastosowaniem mocniejszego silnika, dwumiejscowej kabiny nakrytej odsuwaną do tyłu osłoną, zabudową karabinu maszynowego w dolnej części kadłuba, węzłami podwieszenia środków bojowych pod skrzydłami i wzmocnieniami konstrukcji, które wprowadzono ze względu na konieczność dopuszczenia samolotu do akrobacji.

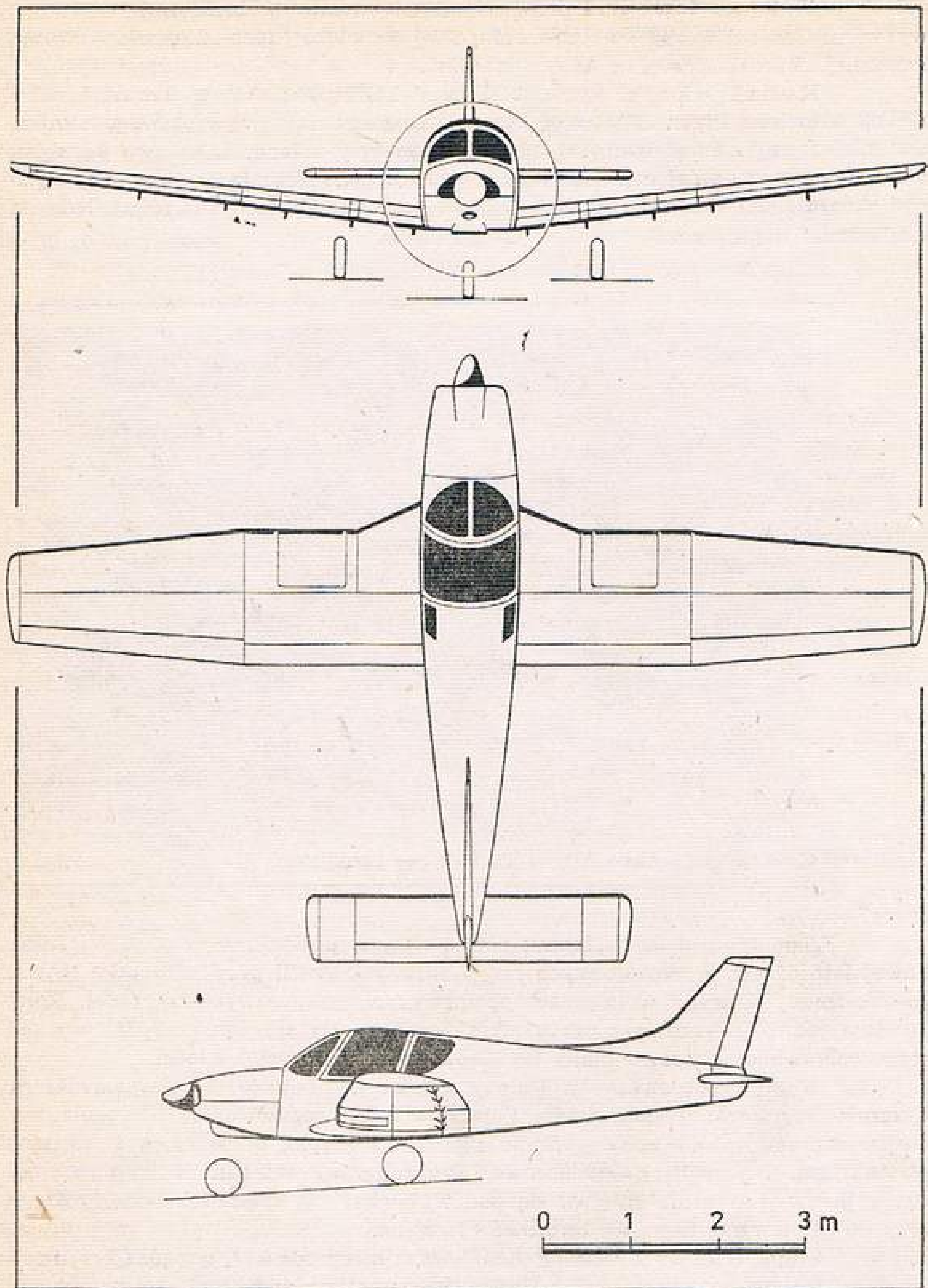


Chincul „Cherokee Arrow Trainer" — prototyp

Samolot jest dolnopłatem; płat o obrysie prostokątnym w części środkowej i trapezowym zewnętrznych części skrzydeł. Profil przykadłubowy NACA 65-415, zmodyfikowany w częściach zewnętrznych (trapezowych) skrzydeł. Konstrukcja jednodźwigarowa z pracującym kesonem. Na spływie skrzydeł usytuowane całkowicie metalowe klapy (ze żłobkowym pokryciem) i lotki.

Kadłub półskorupowy. Osłony silnika laminatowe. Fotele instruktora i ucznia usytuowane obok siebie. Położenie foteli regulowane. Usterzenie ma obrys trapezowy. Usterzenie poziome płytowe z klapką odciążającą i zarazem wyważającą. Podwozie trójpodporowe, hydraulicznie wciągane i wypuszczane. Awaryjne wypuszczanie odbywa się pod wpływem siły ciężkości. Amortyzatory olejowo-powietrzne. Hamulce tarczowe zdwojone.

Silnik tłokowy Lycoming AEIO-540 o mocy 194 kW, napędzający dwułopatowe śmigło o przestawianym skoku. Zapas paliwa w zbiornikach usytuowanych w noskach skrzydeł wynosi 272 dm^3.



Chincul „Cherokee Arrow Trainer"

Wyposażenie radionawigacyjne samolotu składa się z dwóch radiostacji VHF i jednej HF, dwóch odbiorników VOR i ILS, radiodalmierza i dwóch radiokompasów.

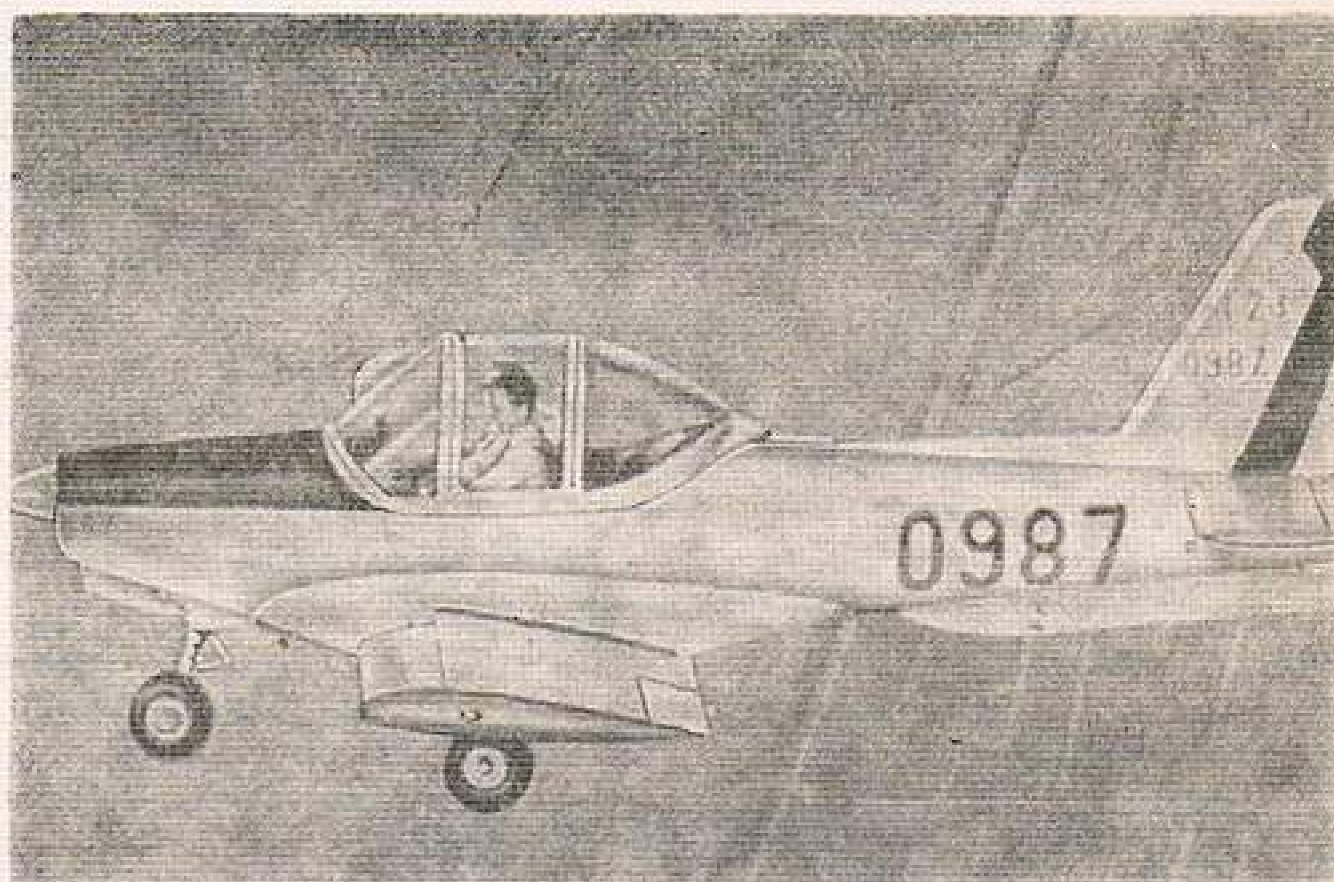
Samolot może być uzbrojony w karabin maszynowy zabudowany w dolnej części kadłuba i węzły podwieszenia środków bojowych pod skrzydłami.

Dane techniczne. Rozpiętość — 10,67 m, długość — 7,25 m, wysokość — 2,23 m, powierzchnia płata — 15,8 m²; masa własna — 785 kg, maksymalna masa startowa — 1315 kg; prędkość maksymalna — 314 km/h, maksymalna prędkość przelotowa — 290 km/h, prędkość minimalna w konfiguracji do lądowania — 100 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 4 m/s, rozbieg — 300 m, dobieg — 227 m, zasięg przy 75% mocy, na optymalnej wysokości — 1350 m (osiągi przy maksymalnej masie startowej).

Aerotec A-122 „Uirapuru" (T-23) (Brazylia)

Wytwórnia samolotów Aerotec S/A Industria Aeronautica w Sao Jose dos Campos (w stanie Sao Paulo) opracowała z własnej inicjatywy samolot szkolny do początkowego szkolenia, A-122 „Uirapuru". Pierwszy prototyp samolotu, wyposażony w silnik o mocy 108 kW, dokonał pierwszego lotu w czerwcu 1965 r.

Drugi prototyp wyposażono w silnik o większej mocy — 112 kW. Dwa informacyjne egzemplarze przedseryjne, przeznaczone dla lotnictwa wojskowego Brazylii, zostały ukończone w piewszym kwartale 1968 r. W październiku 1967 r. lotnictwo wojskowe Brazylii zamówiło 30 samolotów A-122A (oznaczenie wojskowe T-23) z zespołem napędowym Lycoming O-320-B2B o mocy 119 kW, a na-



Aerotec A-122A, cywilna wersja samolotu „Uirapuru"

stępnie jeszcze 70 sztuk. Samoloty tego typu zostały dostarczone również lotnictwu wojskowemu Paragwaju (8 szt.) i Boliwii (18 sztuk). Wersja cywilna A-122B została zbudowana w liczbie 25 sztuk, które przekazano aeroklubom brazylijskim. Ogółem (do zakończenia produkcji) zbudowano 115 sztuk.

W 1978 r. opracowano wersję rozwojową A-132 „Uirapuru II".

Konstrukcja. A-122 „Uirapuru" jest dwumiejscowym, całkowicie metalowym dolnopłatem, przeznaczonym do początkowego szkolenia. Płat samolotu jest trójdzielny, wyposażony w całkowicie metalowe lotki i krokodylowe klapy tylne. Skrzydła mają profil NACA 43013.

Kadłub ma konstrukcję półskorupową. W przedniej części znajduje się kabina z dwoma fotelami obok siebie, o regulowanym położeniu. Osłona kabiny odsuwana jest do tyłu. Sterownice są zdwojone. Za fotelami umieszczono bagażnik o ładowności 30 kg, dostępny od strony kabiny. Usterzenie pionowe i poziome typu klasycznego, pionowe skośne. Ster poziomy, wyważony aerodynamicznie i masowo, jest wyposażony w klapkę wyważającą. Podwozie trójpodporowe, stałe o pojedynczych kołach na każdej podporze. Golenie podwozia głównego są wyposażone w amortyzatory gumowe, goleń podwozia przedniego — w amortyzator olejowo-powietrzny. Koła podwozia głównego są zaopatrzone w hydrauliczne hamulce tarczowe.

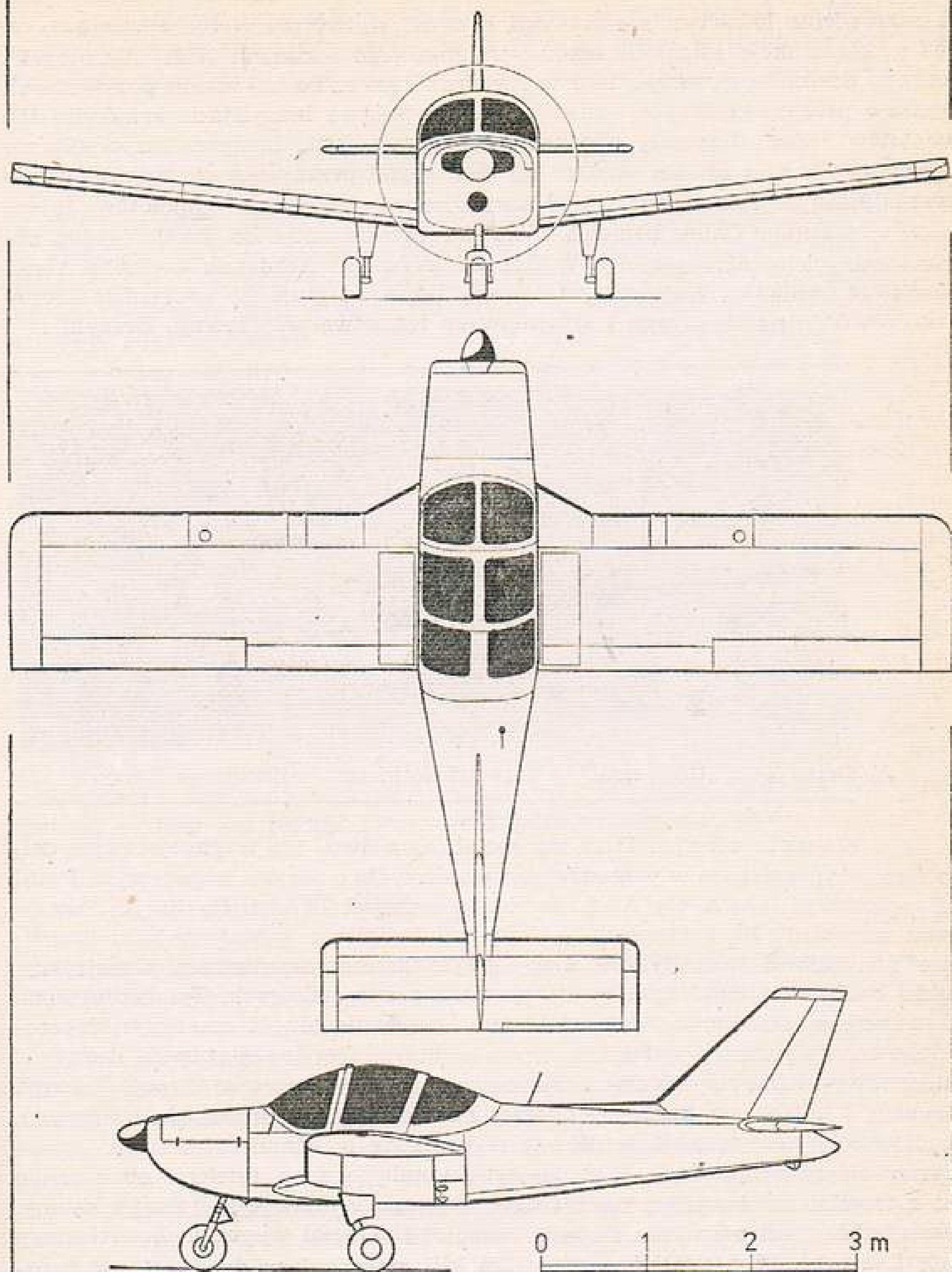
Samolot jest wyposażony w czterocylindrowy silnik tłokowy Lycoming O-320-B2B o mocy 119 kW, napędzający dwupłatowe śmigło Sensenich. Zapas paliwa w integralnych zbiornikach skrzydłowych wynosi 140 dm³. Wyposażenie samolotu jest typowe, dostosowane do lotów w zwykłych warunkach atmosferycznych.

Aerotec A-132 „Uirapuru II" (Brazylia)

W 1979 r. opracowano prototyp wersji rozwojowej, która ma w przyszłości zastąpić w lotnictwie wojskowym Brazylii samoloty A-122A (T-23). Przewiduje się przesunięcie samolotów A-122A (T-23) do aeroklubów. Część samolotów A-122A (T-23) otrzymała podczas remontów niektóre zmiany wprowadzone w samolocie A-132 (zmodyfikowane osłony silnika, kabiny oraz zbiorniki paliwa).

Samolot „Uirapuru II" ma powiększoną rozpiętość płata, powiększone usterzenie pionowe (zlikwidowano podkadłubową kierownicę aerodynamiczną), zmodyfikowaną osłonę kabiny oraz wnętrze kabiny, bardziej nowoczesne wyposażenie, wzmocnienia konstrukcji, umożliwiające pełną akrobację. Osiągi samolotu są nieco lepsze niż A-122.

Dane techniczne wersji A-122 A i B (wersji A-132 w nawiasach). Rozpiętość — 8,50 m, długość — 6,60 m, wysokość — 2,70 m, powierzchnia płata — 13,50 m²; masa własna — 540 kg, maksymalna masa startowa — 840 kg; prędkość maksymalna na wysokości 0 m — 227 (238) km/h, maksymalna prędkość przelotowa na wysokości 0 m — 185 (195) km/h, ekonomiczna prędkość przelotowa na wysokości 0 m — 164 (174) km/h, prędkość minimalna z wychylonymi klapami — 72 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 4,25 m/s, pułap praktyczny — 4500 m, długość rozbiegu przy wietrze 0 m/s — 200 m, długość dobiegu przy wietrze 0 m/s — 180 m, maksymalny zasięg — 800 km, długotrwałość lotu — 4 h 30 min (osiągi przy maksymalnej masie startowej).



Aerotec A-132 „Uirapuru II”

Neiva N261 „Universal" (Brazylia)

Na zamówienie lotnictwa wojskowego Brazylii wytwórnia Neiva opracowała w 1963 r. konstrukcję samolotu szkolno-treningowego o nazwie N261 „Universal". Prototyp dokonał pierwszego lotu w kwietniu 1966 r. Po uzyskaniu pozytywnych wyników przeprowadzonych badań w locie lotnictwo brazylijskie zamówiło 150 samolotów, które otrzymały wojskowe oznaczenie T-25. Dostawy rozpoczęły się w jesieni 1971 r., a ostatni samolot tej serii został przekazany użytkownikowi w jesieni 1975 r. W latach 1978 i 1979 zamówiono dodatkowo 28 samolotów. 10 samolotów zakupiło Chile. Samolot T-25 jest przeznaczony do szkolenia już zaawansowanych uczniów-pilotów. W Brazylii używa go Academia da Forca Aerea (Akademia Lotnictwa Wojskowego). Wersja T-25A znajduje się w składzie uzbrojenia eskadr rozpoznawczych i szturmowych lotnictwa wojskowego Brazylii.



Neiva T-25 „Uniwersal" w barwach lotnictwa wojskowego Brazylii

Konstrukcja. H-25 jest metalowym dwu- lub trzymiejscowym dolnopłatem, wyposażonym w jednodźwigarowe skrzydła o obrysie trapezowym. Profil przykadłubowy: NACA 63_2 A315, na końcu skrzydeł: NACA $63_1$212. Kąt wznoszenia wynosi 6°. Na skrzydłach znajdują się metalowe wyważone lotki szczelinowe i metalowe krokodylowe klapy (wychylane hydraulicznie). Konstrukcję przodu kadłuba stanowi kratownica spawana z rur stalowych. Tył kadłuba ma konstrukcję półskorupową. Usterzenie jest konwencjonalne i ma obrys trapezowy. Statecznik pionowy jest integralny z kadłubem. Na lewej połowie steru jest umieszczona klapka wyważająca. Podwozie jest trójpodporowe o pojedynczych goleniach i kołach na każdej podporze. Podwozie jest chowane hydraulicznie. Przednie koło sterowane. Koła główne wyposażone w hamulce tarczowe. Amortyzatory olejowo-powietrzne. Kabina jest dwumiejscowa z fotelami obok siebie oraz z trzecim montowanym na życzenie, umieszczonym w tylnej części kabiny. Osłona kabiny jest odsuwana do tyłu. Samolot Universal wyposażono w tłokowy silnik Lycoming IO-540-K1D5 o mocy 224 kW, napędzający dwułopatowe, przestawialne śmigło Hartzell o stałej prędkości obrotowej. Zapas paliwa w sześciu zbiornikach aluminiowych w skrzydłach wynosi 332 dm³.

Samolot ma dwie instalacje: hydrauliczną, której pompa napędzana jest elektrycznie, oraz elektryczną o napięciu 28 V.

T-25 jest wyposażony w 140-kanałową radiostację VHF produkcji brazylijskiej oraz w przyrządy radionawigacyjne do lotów w trudnych warunkach atmosferycznych (IFR). (Dane techniczne w opisie wersji „Universal II").

Neiva N262 „Universal II" (Brazylia)

W 1978 r. zmodyfikowano samolot T-25. Zastosowano silnik Lycoming IO-720-D1B o większej mocy — 298 kW, napędzający trójłopatowe przestawialne śmigło Hartzell o stałej prędkości obrotowej. Zmieniono w związku z tym przód kadłuba, co zwiększyło długość samolotu o 0,18 m. Wprowadzono wzmocnienie konstrukcji, gdyż zwiększyła się maksymalna masa samolotu o 200 kg.

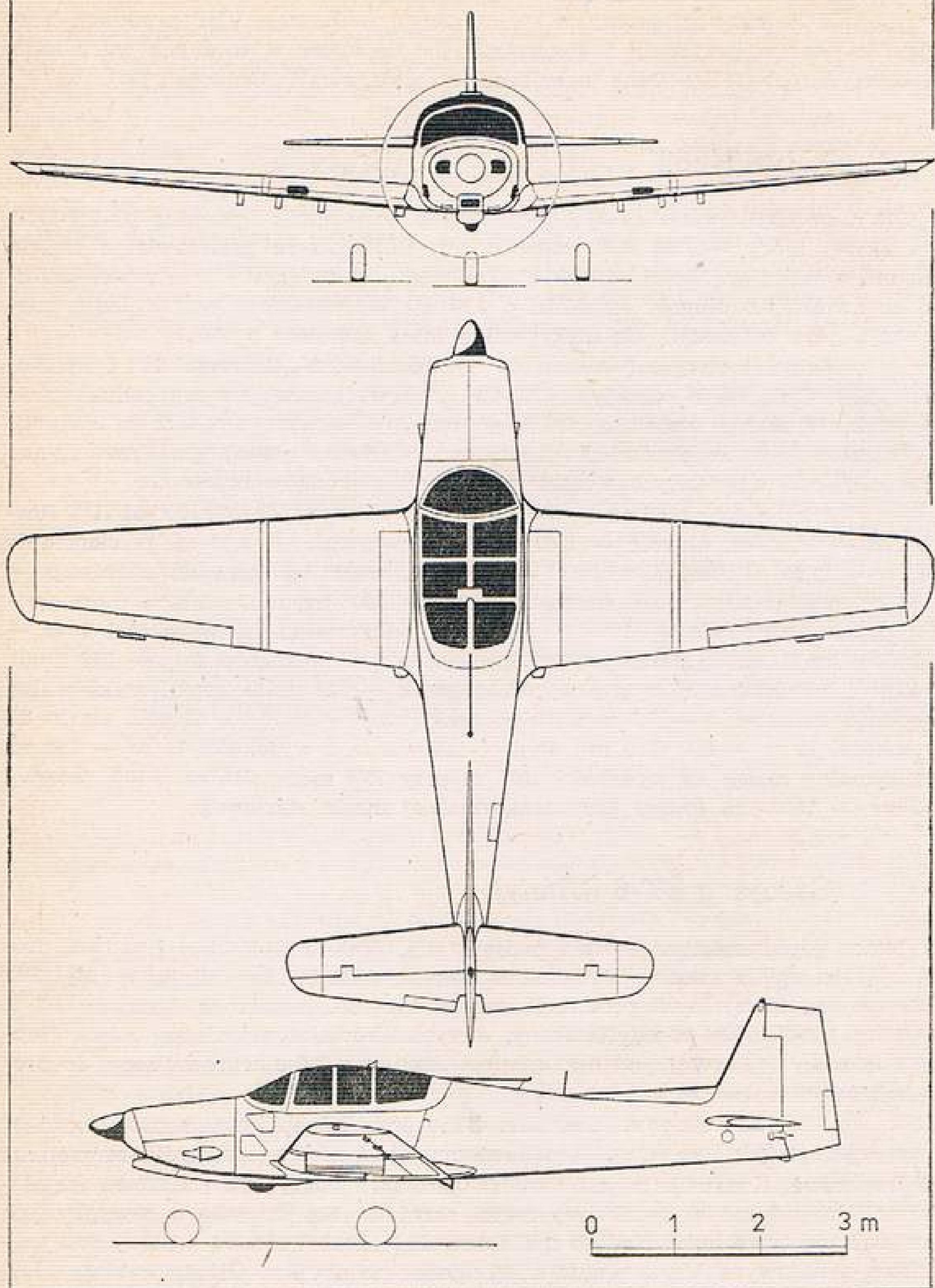
Samolot otrzymał oznaczenie wytwórni N622 „Universal II" i wojskowe T-25B. Oznaczenie prototypu YT-25B. Przewidywane jest wyprodukowanie 80 sztuk. Wysokość samolotu seryjnego ma być większa o 0,4 m w związku z projektowanym zwiększeniem gabarytów usterzenia pionowego. Przewidziano również 6 podskrzydłowych węzłów podwieszenia środków bojowych.

Dane techniczne (w nawiasach dane wersji „Universal II"). Rozpiętość — 11,00 m, długość — 8,60 (8,78) m, wysokość — 3,00 m, powierzchnia płata — 17,20 m²; masa własna — 1150 kg, masa startowa do akrobacji — 1500 kg, maksymalna masa startowa — 1700 (1900) kg, maksymalna masa podwieszanego uzbrojenia — 100 kg, prędkość maksymalna na wysokości 0 m — 296 (320) km/h, maksymalna prędkość przelotowa na wysokości 0 m — 280 km/h, prędkość minimalna z wychylonymi klapami — 110 (105) km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 5,3 m/s, pułap praktyczny — 5000 m, długość startu do wysokości 15 m — 650 (600 m), długość lądowania z wysokości 15 m — 760 m, maksymalny zasięg na wysokości 2000 m przy 75% mocy silnika z 10% rezerwy paliwa — 1500 km (osiągi przy maksymalnej masie startowej).

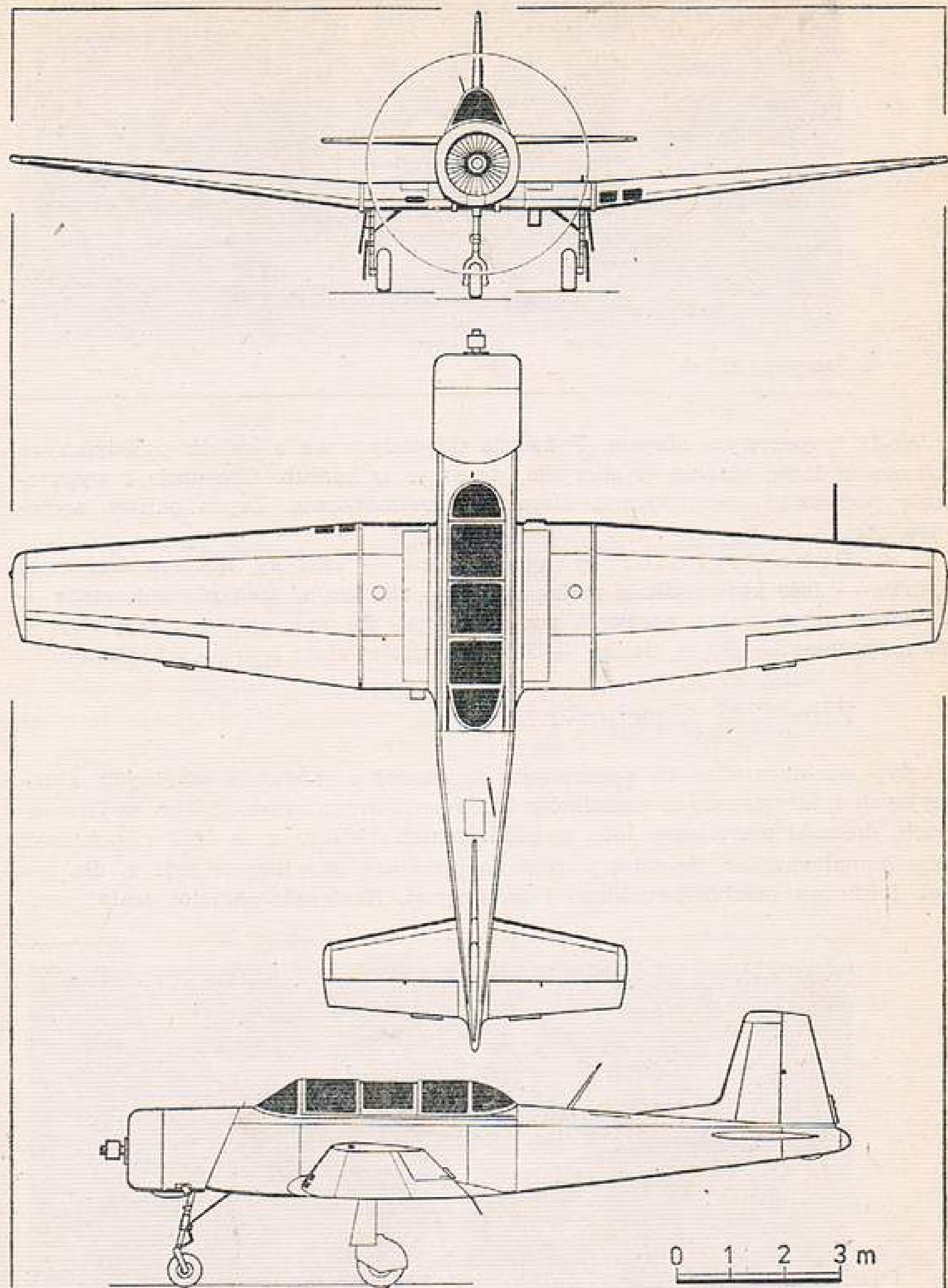
Szenjang BT-6 (Chiny)

W latach pięćdziesiątych została podjęta w Chińskiej Republice Ludowej produkcja licencyjna szkolnego samolotu Jak-18, napędzanego silnikiem M-11FR. Samolot ten zastąpiła w produkcji wersja Jak-18A, oznaczona Szenjang BT-5. Samolot BT-5 został zmodyfikowany, otrzymał również mocniejszy silnik Housai-6 o mocy 213 kW i pod oznaczeniem Szenjang BT-6 wprowadzony do produkcji i podstawowego szkolenia.

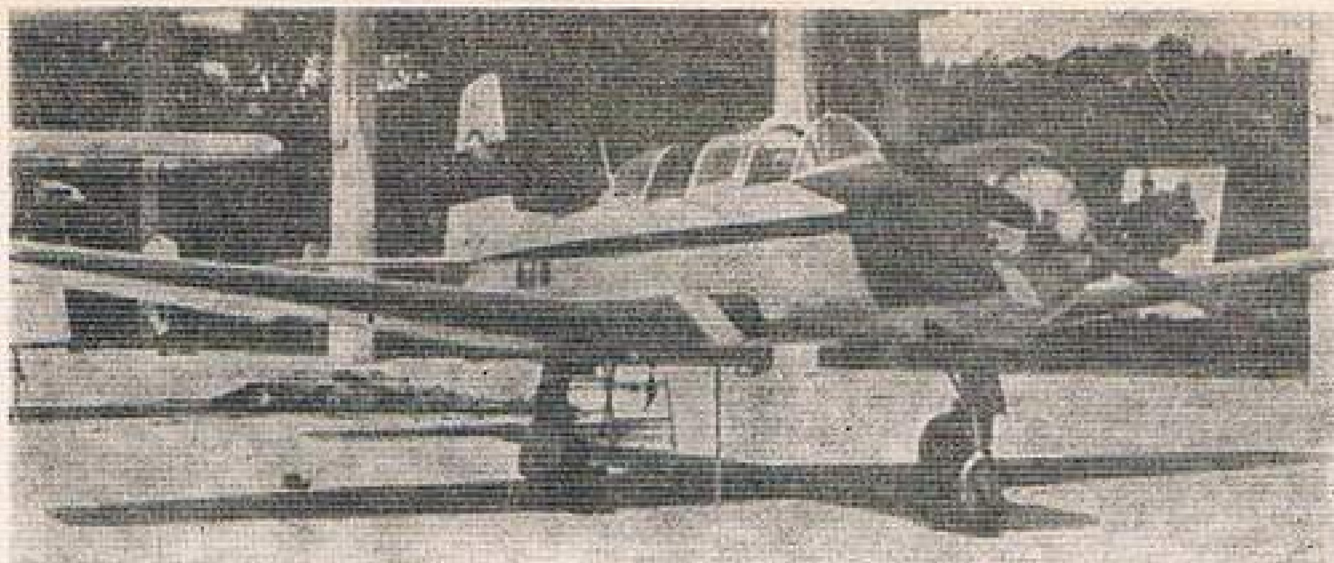
Konstrukcja. Szenjang BT-6 jest dolnopłatem, wyposażonym w prosty płat trójdzielny. Część środkowa ma stałą cięciwę, skrzydła zewnętrzne są trapezowe. Konstrukcja jest dwudźwigarowa z pokryciem częściowo metalowym. Klapy tylne w środkowej części skrzydła. Na skrzydłach zewnętrznych znajdują się tylko lotki. Kadłub ma konstrukcję kratownicową z pokryciem częściowo metalowym. Usytuowanie miejsc jedno za drugim. Osłony kabiny załogi indywidualne, odsuwane do tyłu. Usterzenie klasyczne o zmienionym w stosunku



Neiva N262 (T-25B) „Universal II"



Szenjang BT-6



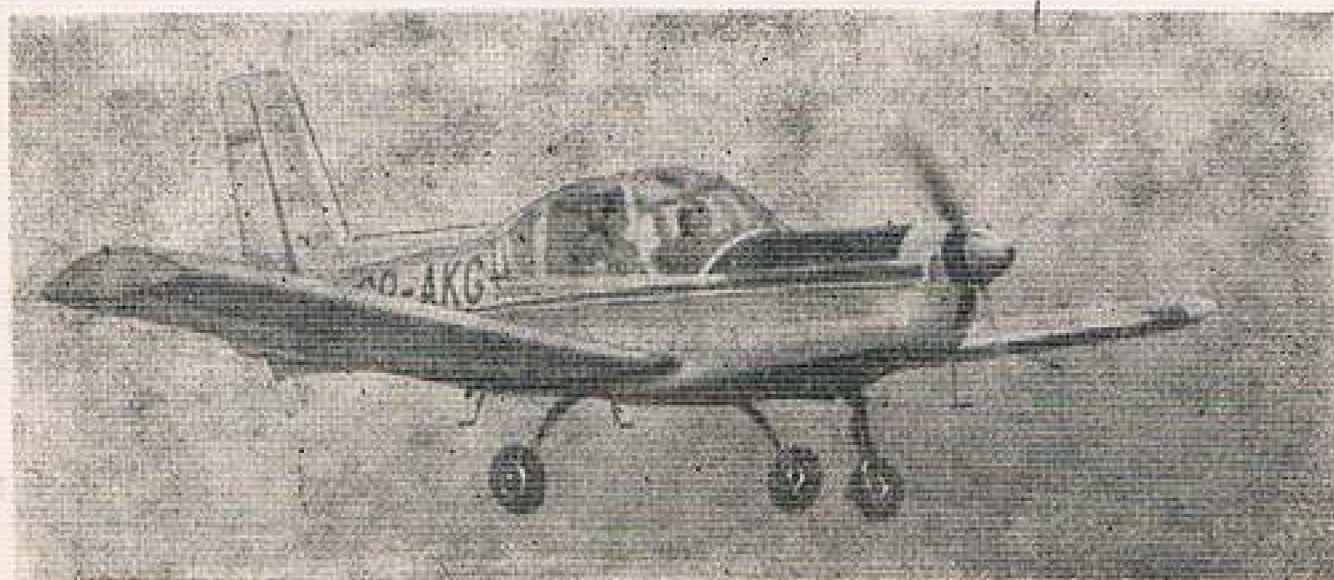
Szenjang BT-6

do Jak-18 trapezowym obrysie. Podwozie trójpodporowe o kołach pojedynczych chowane w locie, główne w skrzydła, przednie w kadłub. Chowanie i wypuszczanie podwozia pneumatyczne. Hamulce pneumatyczne. Zapas paliwa wynosi 110 kg.

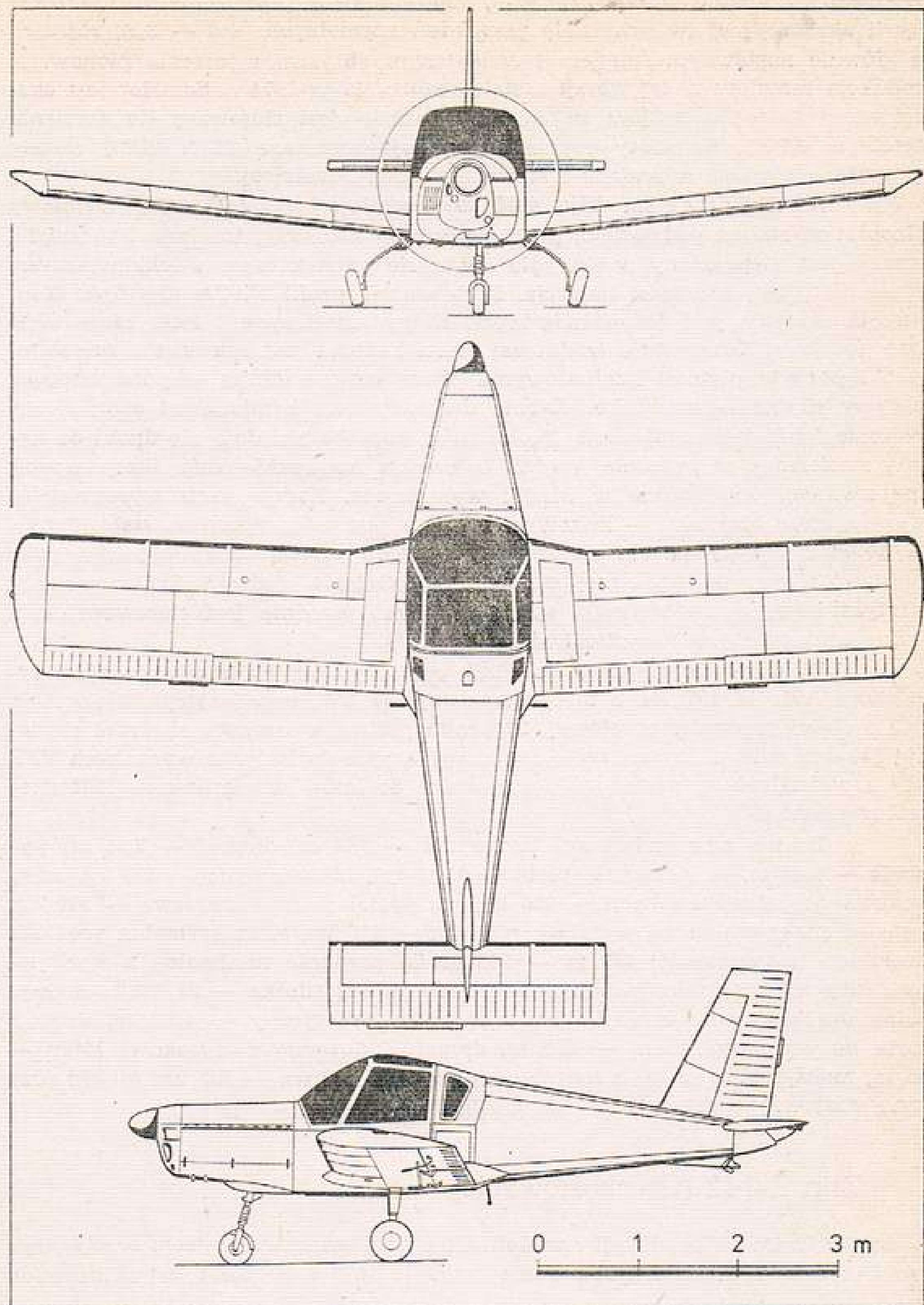
Dane techniczne: masa własna — 1095 kg, maksymalna masa startowa — 1400 kg; prędkość maksymalna — 286 km/h, prędkość lądowania — 115 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 6,3 m/s, pułap praktyczny — 5080 m, rozbieg — 280 m, dobieg — 350 m, długotrwałość lotu — 3 h 36 min.

Zlin 42M (Czechosłowacja)

Prototyp samolotu Zlin 42, opracowany w znanej z produkcji szkolnych, akrobacyjnych i turystycznych samolotów Moravan Narodni Podnik Zlin w Otrokovicach, dokonał pierwszego lotu w październiku 1967 r., a w 1969 r. przeszedł próby homologacyjne. Samolot wszedł do produkcji seryjnej w 1971 r. dla potrzeb lotnictwa czechosłowackiego i na eksport. Następnie samolot został zmo-



Zlin 42



Zlin 42M

dyfikowany, powstała wersja Zlin 42M, odpowiadająca przepisom FAR 23 *) kategorii akrobacyjnej (w przedziale przeciążeń normalnych: +6 — 3,5), różniąca się głównie nastawnym śmigłem i zmienionym obrysem usterzenia pionowego. Produkcja samolotu w tej wersji została rozpoczęta w 1974 r. Samolot jest eksportowany do wielu krajów, m. in. do Polski — jest stosowany do szkolenia pilotów w APRL. Samoloty poprzedniej wersji oznaczone ZLIN 42MU zostały wyposażone również w śmigła o stałej prędkości obrotowej.

Konstrukcja. Zlin 42M to dwumiejscowy, całkowicie metalowy dolnopłat ze stałym podwoziem, przeznaczony do szkolenia, treningu i turystyki. Samolot jest wyposażony w skrzydła o obrysie prostokątnym z lekkim skosem do przodu (4°20′) krawędzi natarcia. Zastosowano profil NACA $63_2416 \cdot 5$. Konstrukcja skrzydła jest jednodźwigarowa. Klapy szczelinowe i lotki mają takie same wymiary. Konstrukcja środkowej części kadłuba jest spawana z rur stalowych i pokryta płytami laminatowymi. Tylna część kadłuba — półskorupowa. Pokrywy silnika — metalowe. Kabina dwumiejscowa z miejscami obok siebie. Położenie foteli jest regulowane. Z obu stron kadłuba znajdują się drzwi do kabiny, zawieszone w przedniej części. Usterzenie konwencjonalne. Stery wyważone masowo, wyposażone w klapki wyważające. Napęd steru wysokości — sztywny, steru kierunku — linkowy. Podwozie jest trójpodporowe, stałe. Przednia goleń z amortyzatorem olejowo-powietrznym umieszczona niesymetrycznie z prawej strony od podłużnej osi kadłuba. Golenie podwozia głównego bez amortyzatorów, w postaci belki sprężystej. Koło przednie jest sterowane, koła główne wyposażone w hamulce hydrauliczne.

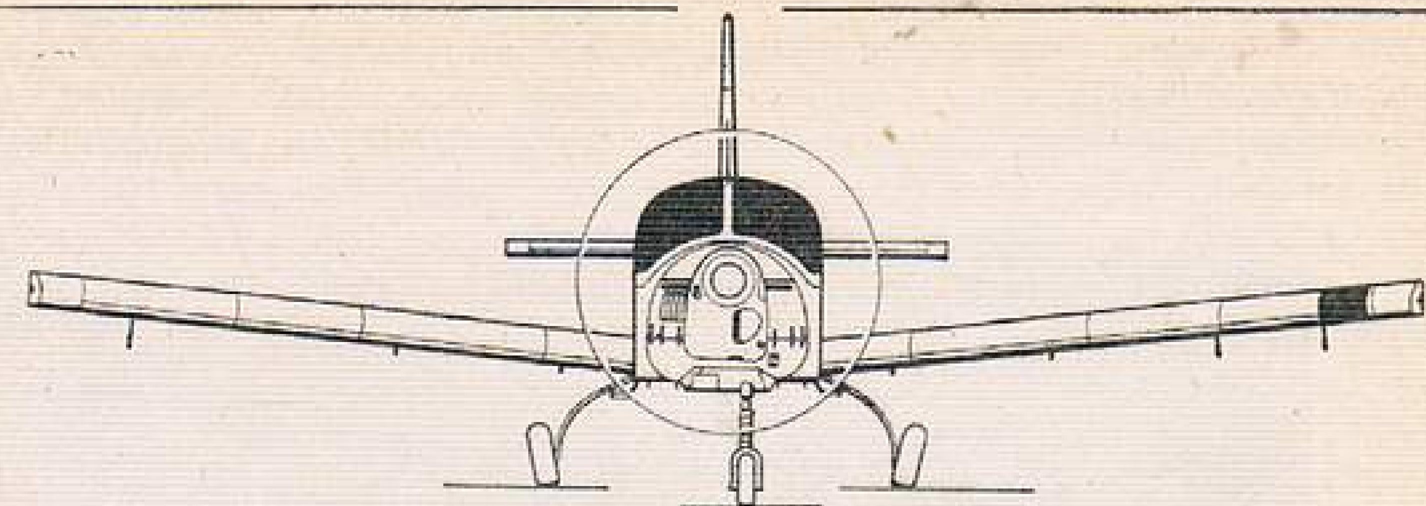
W samolocie zastosowano silnik rzędowy tłokowy (z odwróconymi cylindrami) Avia M 137 AZ o mocy startowej 134 kW, napędzający śmigło Avia V503 o stałej prędkości obrotowej. Zbiorniki paliwa w noskach skrzydeł zawierają 130 dm^3 paliwa. Wyposażenie radionawigacyjne do lotów w warunkach VFR (loty z widzialnością) może być dostosowane do lotów w warunkach IFR (loty według przyrządów).

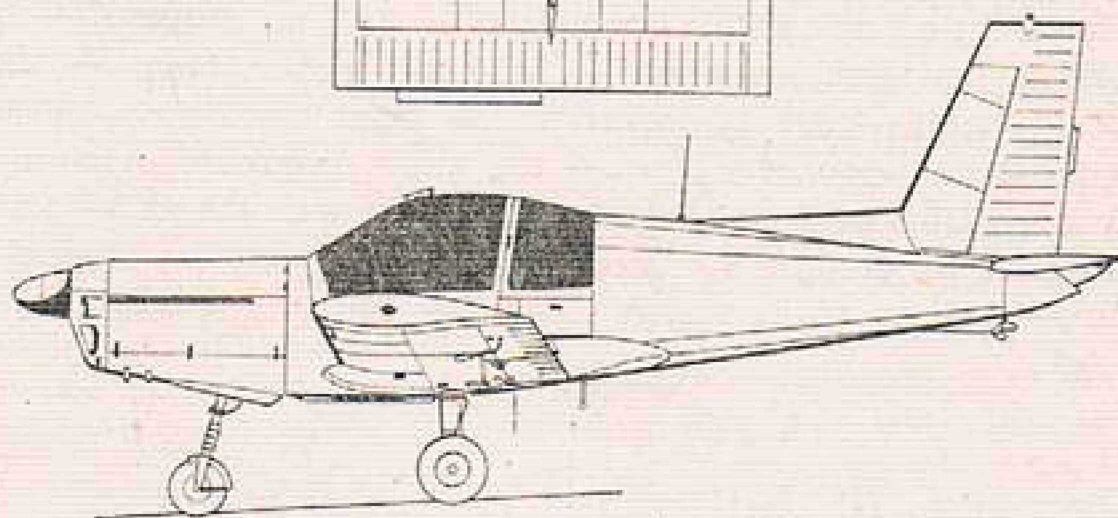
Dane techniczne. Rozpiętość — 9,11 m, długość — 7,05 m, wysokość — 2,69 m, powierzchnia płata — 13,15 m^2, masa własna — 645 kg, masa startowa do pełnej akrobacji — 920 kg, maksymalna masa startowa — 970 kg; prędkość maksymalna na wysokości 6000 m — 226 km/h, maksymalna prędkość przelotowa na wysokości 600 m — 215 km/h, prędkość minimalna z wychylonymi klapami przy minimalnej prędkości obrotowej silnika — 89 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 5,2 m/s, pułap praktyczny — 4250 m, długość startu do wysokości 15 m — 380 m, długość lądowania z wysokości 15 m — 410 m, maksymalny zasięg z normalnym zapasem paliwa — 530 km (osiągi przy masie startowej — 920 kg).

Zlin Z-142 (Czechosłowacja)

Po dziesięciu latach produkcji samolotu Zlin 42M opracowano nową wersję tego samolotu, Zlin Z-142, którą oblatano w grudniu 1978 r. Samolot jest zbliżony do

*) FAR — amerykańskie przepisy budowy samolotów.





Zlin 142



Zlin 142

pierwowzoru, ale wprowadzono w nim liczne ulepszenia, a także uproszczenia konstrukcyjne.

Konstrukcja. Samolot jest całkowicie metalowym dolnopłatem ze stałym podwoziem — podobnie jak Zlin 42. Płat został w niewielkim stopniu zmodyfikowany. Zakończenia skrzydeł są proste (w Z-42 M zaokrąglone). Rury dźwigara przechodzące przez kadłub napełnione są sprężonym azotem. Sygnalizacja spadku ciśnienia umożliwia wczesne wykrywanie pęknięć.

Konstrukcja kadłuba jest mieszana: kratownicowa w przedniej części i półskorupowa w tylnej. Drzwi do kabiny zastąpiono jednoczęściową osłoną odsuwaną do przodu, co uprościło konstrukcję kabiny. Bagażnik został nieco powiększony. Usterzenie klasyczne, takie jak w samolocie Z-42 M. Podwozie trójpodporowe z przednim kołem. Golenie podwozia głównego w postaci belek sprężystych. Przednie koło sterowane.

Samolot jest wyposażony w sześciocylindrowy silnik tłokowy Avia M-337/AK o mocy 155 kW, napędzający przestawialne śmigło. Zapas paliwa w noskach skrzydeł wynosi 130 dm^3.

Instalacja elektryczna 28 V. Wyposażenie samolotu składa się z przyrządów pilotażowych i urządzeń radionawigacyjnych, umożliwiających loty w warunkach IFR.

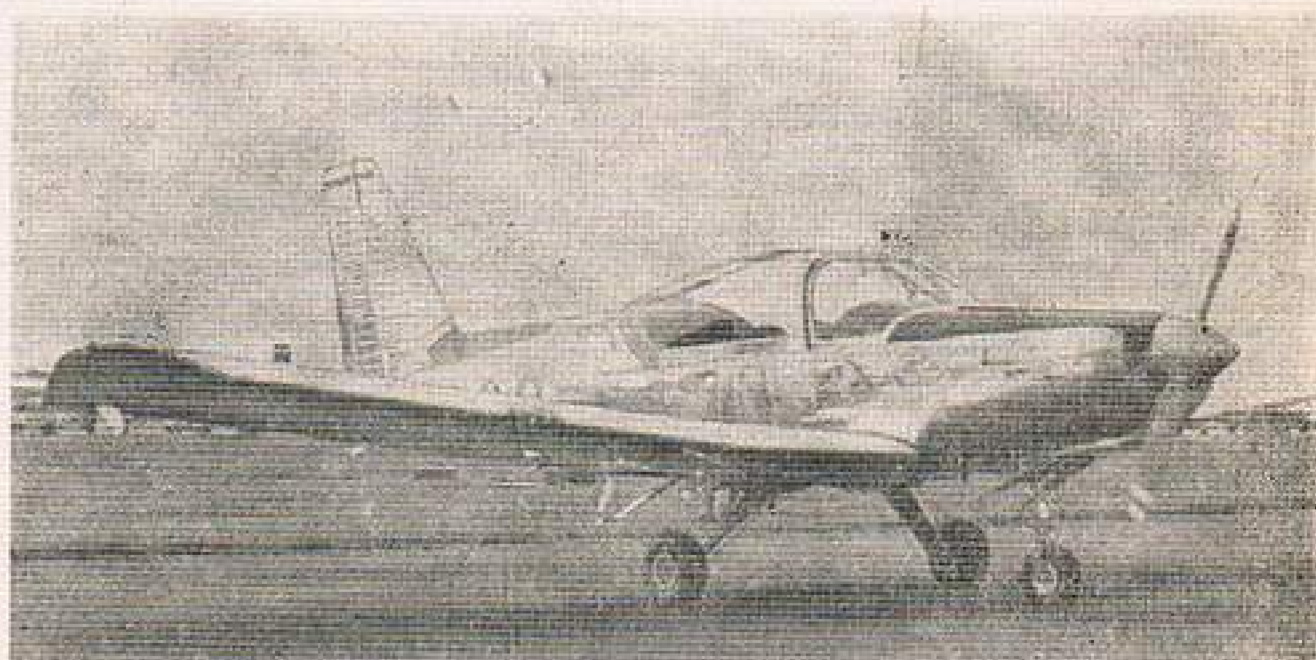
Dane techniczne. Rozpiętość — 9,16 m, długość — 7,33 m, wysokość — 2,75 m, powierzchnia płata — 13,30 m^2; masa własna — 730 kg, masa startowa do akrobacji — 970 kg, maksymalna masa startowa — 1090 kg; maksymalna prędkość na wysokości 0 m — 230 km/h, prędkość przelotowa na wysokości 2100 m — 215 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 5,5 m/s, pułap praktyczny — 5000 m, długość startu do wys. 15 m — 430 m, długość lądowania z wys. 15 m — 395 m, maksymalny zasięg — 940 km (osiągi przy masie samolotu 970 kg).

Valmet L-70 „Miltrainer Vinka" (Finlandia)

W końcu 1970 r. została sformowana w Finlandii grupa konstrukcyjna, której pierwszym zadaniem było opracowanie na zamówienie lotnictwa wojskowego

Finlandii projektu szkolnego samolotu, który miałby zastąpić zużyte samoloty SAAB 91 „Safir". Umowę na budowę prototypu zawarto z wytwórnią Valmet w marcu 1973 r. Pierwszy lot prototypu odbył się w lipcu 1975 r. Samolot oznaczony początkowo skrótem Leko-70 (oznaczającym skrót fińskiej nazwy samolotu „lentokone" i roku powstania konstrukcji), później L-70, został nazwany przez fińskie lotnictwo wojskowe „Vinka" („Zefir"). W styczniu 1977 r. lotnictwo wojskowe Finlandii złożyło zamówienie na 30 samolotów L-70 i w tym też roku rozpoczęto ich produkcję. Przekazywanie ich użytkownikowi miało zakończyć się w 1980 r.

Konstrukcja. Valmet L-70 „Vinka" jest dolnopłatem mającym płat o obrysie prostokątnym z wyjątkiem przykadłubowej części skrzydeł

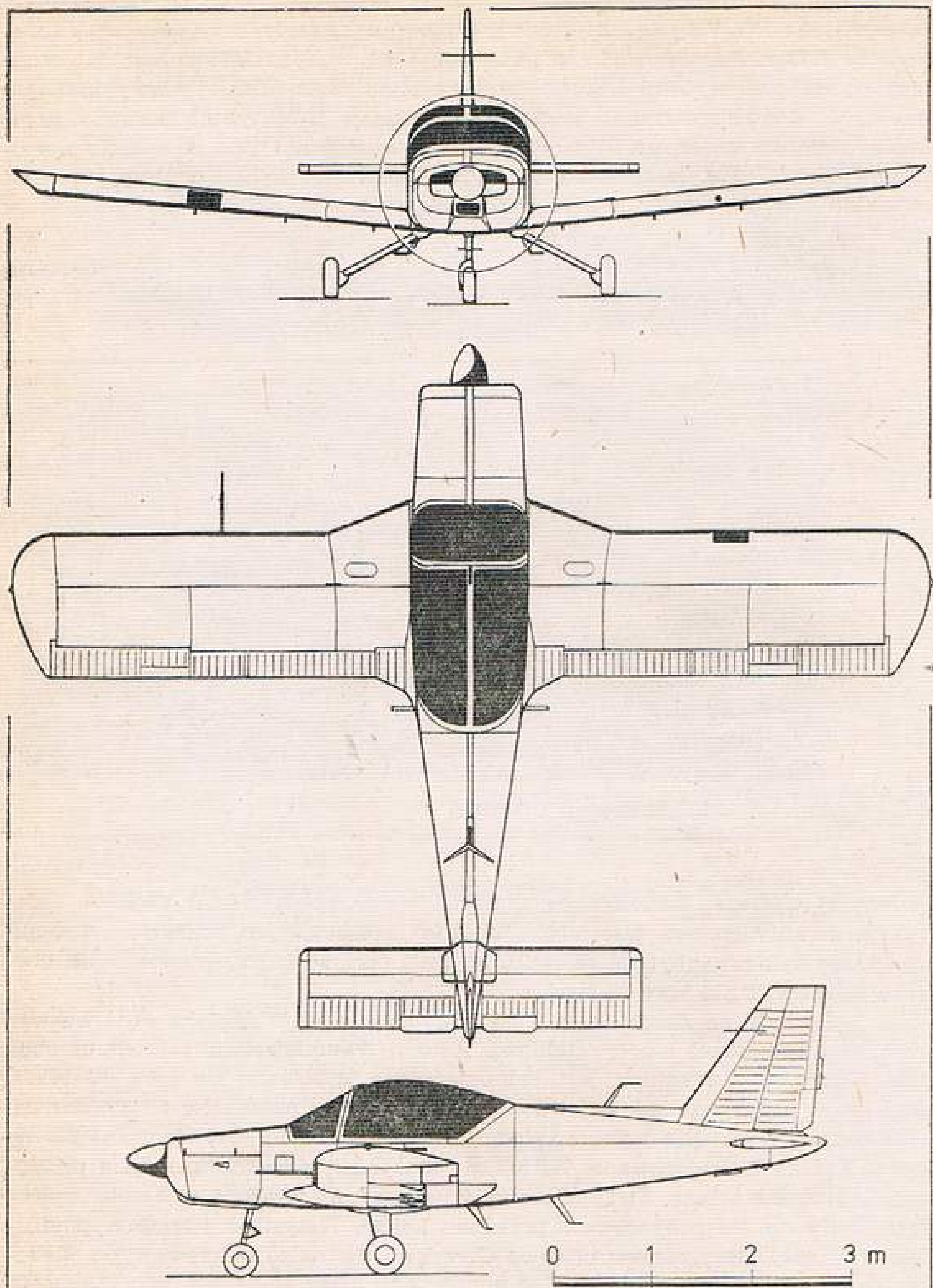


Valmet L-70 „Miltrainer" (Vinka)

o zmiennej cięciwie. Zastosowano zmodyfikowany profil NACA 63_2A615. Konstrukcja dwudźwigarowa nitowana *„fail-safe"* z pracującym pokryciem. Szczelinowe klapy tylne wychylane są elektrycznie. Lotki wyważone masowo. Na obydwóch lotkach klapki wyważające.

Kadłub ma konstrukcję półskorupową *„fail-safe"*. Ściana ogniowa wykonana z nierdzewnej blachy stalowej. Kabina dwumiejscowa z fotelami obok siebie. Górna osłona kabiny jest jednoczęściowa, odsuwana do tyłu. W tylnej części kabiny można zabudować dwa dodatkowe fotele pasażerów albo transportować bagaż. W wersji z jednym członkiem załogi możliwy jest transport 280 kg bagażu. Kabina klimatyzowana. Usterzenie klasyczne, poziome o obrysie prostokątnym, pionowe skośne. Stery pionowy i poziomy wyposażone w klapki wyważające. Podwozie trójpodporowe z przednim kołem. Wszystkie golenie wyposażone są w amortyzatory olejowo-gazowe Cleveland. Hamulce tarczowe typu Cleveland 30—52K. Na goleniach mogą być umocowane płozy śniegowe typu Finncraft.

Samolot jest wyposażony w silnik Lycoming AEIO-360-A1B6 o mocy 149 kW, napędzający przestawialne śmigło Hartzell o stałej prędkości obrotowej.



Valmet L-70 „Miltrainer" (Vinka)

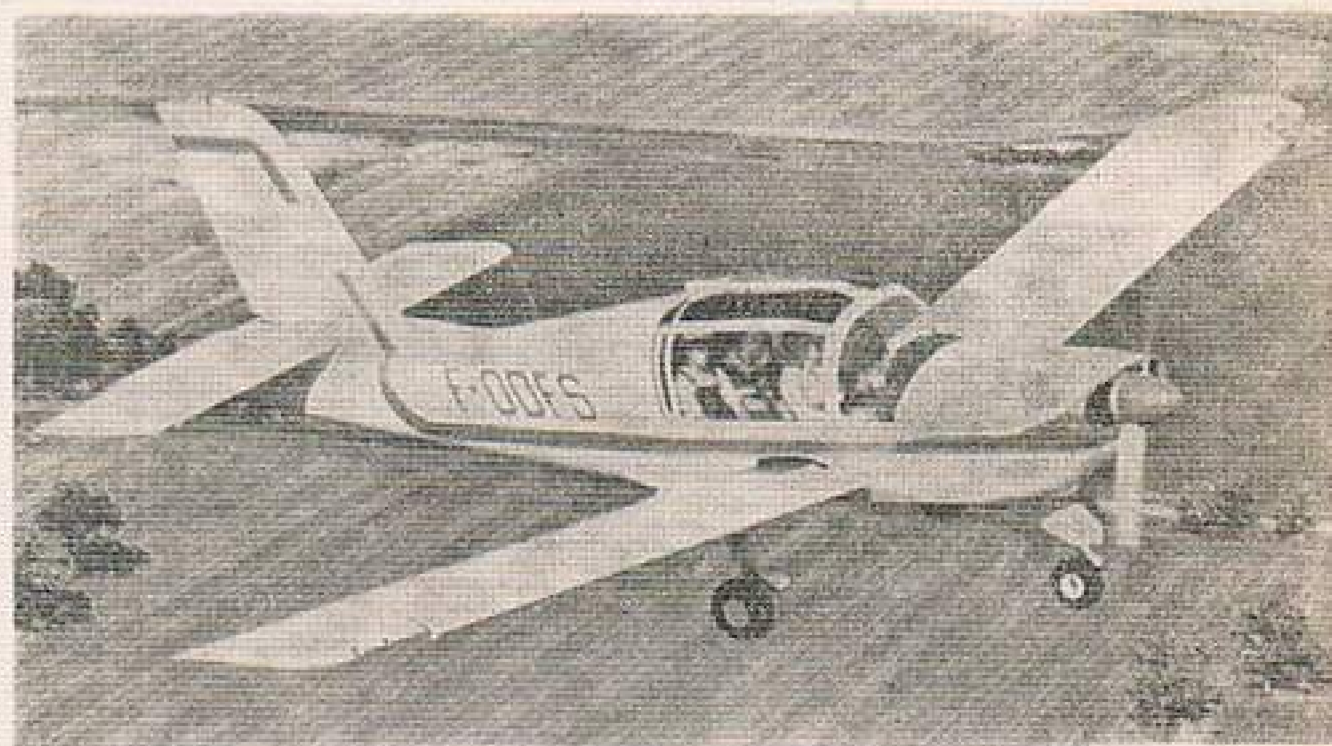
W skrzydłach półintegralne klejone zbiorniki o konstrukcji przekładkowej o łącznej pojemności 176 dm^3

Instalacja elektryczna prądu stałego 24 V. Wyposażenie radionawigacyjne samolotu składa się z dwóch radiostacji VHF, automatycznego radiokompasu, urządzenia pokładowego VOR/ILS, transpondera ATC, dwóch busol odległościowych i girokompasu. Możliwa jest zabudowa czterech aparatów fotograficznych w podłodze drugiej kabiny. Przewidziano 4 podskrzydłowe węzły podwieszenia uzbrojenia lub wyposażenia o łącznej masie do 400 kg.

Dane techniczne. Rozpiętość — 9,85 m, długość — 7,50 m, wysokość — 3,31 m, powierzchnia płata — 14,0 m^2, masa własna — 740 kg, masa startowa do akrobacji — 1000 kg, maksymalna masa startowa — 1200 kg; prędkość maksymalna na wysokości 0 m — 240 km/h, maksymalna prędkość przelotowa na wysokości 1525 m — 222 km/h, ekonomiczna prędkość przelotowa na wysokości 2745 — 206 km/h, prędkość minimalna z wychylonymi klapami, na minimalnej prędkości obrotowej silnika — 85 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 5,7 m/s, pułap praktyczny — 5000 m, długość startu do wysokości 15 m — 260 m, długość lądowania z wysokości 15 m — 300 m, zasięg z maksymalnym zapasem paliwa — 1015 km (osiągi przy masie w locie 1000 kg).

Socata Rallye 110 ST „Galopin" (Francja)

Prototyp samolotu Rallye został opracowany w 1958 r. przez istniejącą jeszcze wówczas firmę Morane-Saulnier (później Socata). Prototyp MS880A Rallye-Club dokonał pierwszego lotu 10 czerwca 1959 r. Był on wyposażony w silnik o mocy 67 kW. Pierwsza wersja seryjna MS880B otrzymała certyfikat FAA w 1961 r. Następnie opracowano kilka wersji różniących się głównie mocą zespołu napędowego,



Socata „Garnement" (Rallye 160ST)

którą uwidoczniono w oznaczeniach poszczególnych wersji, ale ostatnio oznaczenia zostały zmienione. Poszczególne wersje otrzymały nowe nazwy: Rallye 110 ST — „Galopin", Rallye 160 ST — „Garnement", Rallye 180 T — „Galérien", Rallye 180 GT — „Gaillard", Rallye 235 GT — „Gabier".

Do maja 1977 r. wyprodukowano 3000 samolotów Rallye wszystkich wersji. Głównie wersje z silnikiem o mocy 74,5 — 82 kW są przeznaczone do zadań szkolenia: wcześniejsze wersje Rallye 100 S (dwumiejscowa), Rallye 100 T (trzy- lub czteromiejscowa) i Rallye 100 ST (dwumiejscowa dopuszczona do wykonywania korkociągu lub 3/4-miejscowa z ławką w tyle kabiny) oraz „Galopin" (konfiguracja jak Rallye 100 ST).

Niektóre inne wersje samolotu Rallye są wyposażone w zdwojone sterownice i mogą być używane do szkolenia — zwłaszcza „Garnement".

Konstrukcja. Opis konstrukcji samolotu PZL — 110 „Koliber" odnosi się również do samolotu Socate Rallye 110 ST „Galopin". „Galopin" jest wyposażony w silnik Lycoming O-235-L2A o mocy 82 kW, napędzający dwułopatowe śmigło McCauley o stałym skoku.

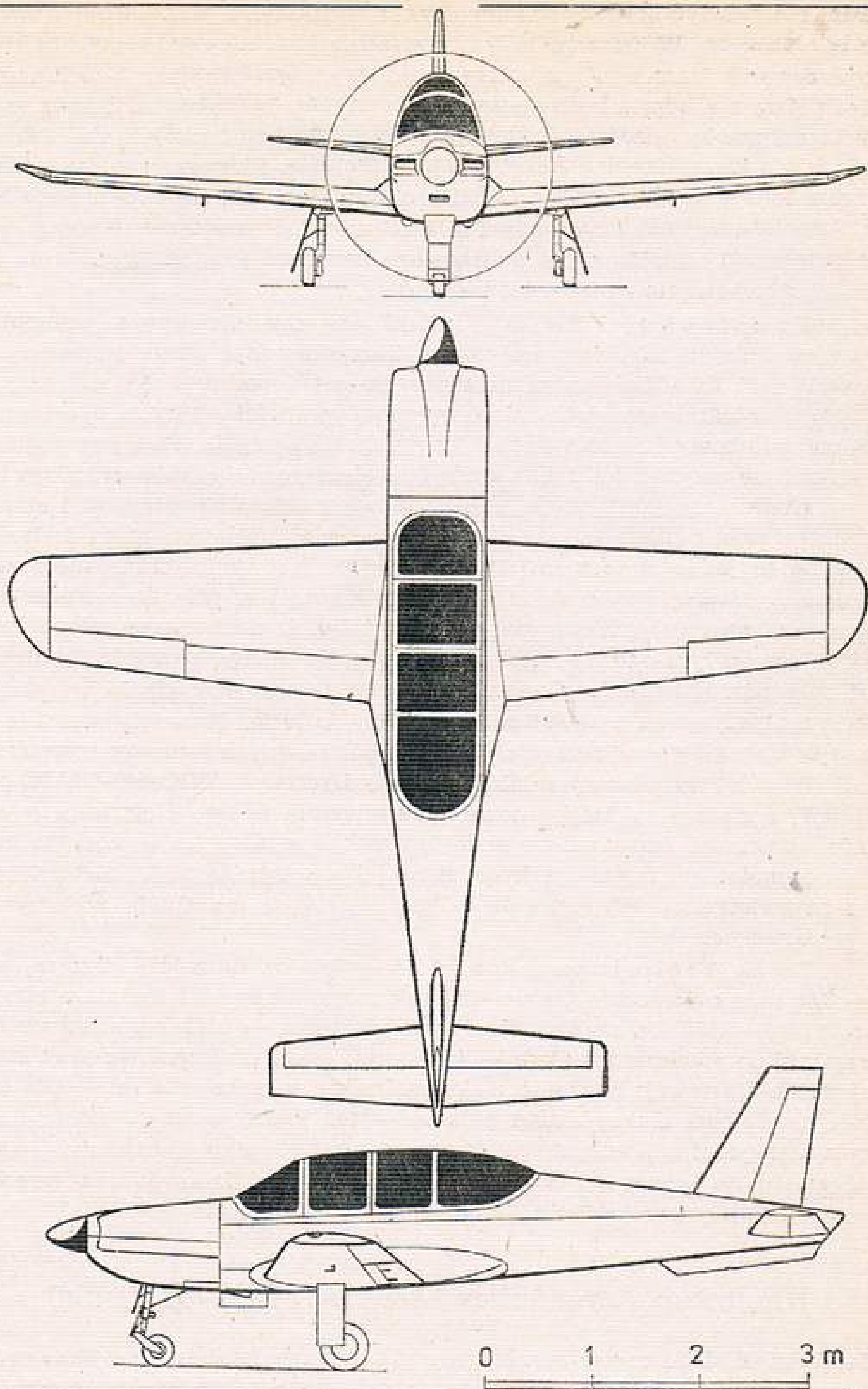
Dane techniczne. Rozpiętość — 9,74 m, długość — 7,24 m, wysokość — 2,80 m, powierzchnia płata — 12,28 m² masa własna — 520 kg, maksymalna masa startowa — 770 kg; prędkość maksymalna na wysokości 0 m — 204 km/h, maksymalna prędkość przelotowa — 192 km/h, ekonomiczna prędkość przelotowa — 176 km/h, prędkość minimalna z wychylonymi klapami — 75 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 3,2 m/s, pułap praktyczny — 3200 m, długość startu do wysokości 15 m — 418 m, długość lądowania z wysokości 15 m — 268 m, maksymalny zasięg z rezerwą na 45-min lotu — 740 km (osiągi przy maksymalnej masie startowej).

Aerospatiale TB30 „Epsilon" (Francja)

Podczas wystawy lotniczej w Farnborogh w 1978 r. firma Aerospatiale ogłosiła że opracowuje nowy samolot szkolny o napędzie tłokowym na zamówienie lotnictwa wojskowego Francji. Szkolenie wstępne na tym samolocie (pierwszych



Aerospatiale TB30 „Epsilon" — prototyp w locie



Aerospatiale TB 30 „Epsilon"

70 godzin) ma obniżyć koszty przyszłego cyklu wyszkolenia pilota samolotów o napędzie odrzutowym. W czerwcu 1978 r. zrzeszenie produkcyjne Aerospatiale podjęło opracowanie samolotu po otrzymaniu wymagań taktyczno-technicznych. Wkrótce potem rozpoczęto budowę dwóch prototypów w wytwórni Socata w Tarbes, w której ma być podjęta produkcja seryjna. Za konstrukcję i obliczenia odpowiada biuro konstrukcyjne Aerospatiale w Tuluzie. Pierwszy prototyp dokonał pierwszego lotu w grudniu 1979 r. Drugi prototyp rozpoczął badania w locie latem 1980 r. Samolot otrzymał oznaczenie TB 30 „Epsilon". Przewidywane jest pierwsze zamówienie na 50 samolotów dla wojskowego lotnictwa Francji. Wytwórnia przewiduje zapotrzebowanie na 300—400 samolotów.

Konstrukcja. TB 30 „Epsilon" jest dwumiejscowym dolnopłatem napędzanym jednym silnikiem tłokowym. Skrzydła mają obrys trapezowy. Ich konstrukcja jest dwudźwigarowa (dźwigar główny i pomocniczy) z pracującym pokryciem z integralnymi żebrami o zmiennej grubości pokrycia. Zastosowano profil przykadłubowy RA 1643 i RA 1243 na końcu skrzydła. Płat jest wyposażony w wyważone masowo lotki oraz wychylane elektrycznie szczelinowe klapy tylne.

Kadłub ma konstrukcję półskorupową z czterema wręgami i czterema podłużnicami oraz z ciągłą zmianą grubości pokrycia. Miejsca ucznia i instruktora usytuowane są jedno za drugim. Drugie miejsce jest umieszczone nieco wyżej (70 mm) niż pierwsze. Fotele są regulowane (w górę i w dół). Sterownica nożna jest przestawiana mechanicznie (do przodu i tyłu). Dwuczęściowa osłona kabiny jest odsuwana do tyłu. Możliwy jest awaryjny zrzut osłony. Za kabiną umieszczony jest bagażnik. Usterzenie klasyczne. Stery wyposażone w klapki wyważające. Podwozie trójpodporowe hydraulicznie chowane w locie. Podwozie przednie chowa się w kadłub, główne w skrzydła. Hamulce kół głównych tarczowe hydrauliczne.

Samolot wyposażony w silnik tłokowy Lycoming AEIO-540-L1A5D o mocy 224 kW, napędzający trójłopatowe przestawialne śmigło Hoffmann o stałej prędkości obrotowej. Zapas paliwa w zbiornikach skrzydłowych wynosi 200 dm^3.

Samolot ma instalację hydrauliczną i elektryczną 28 V. Kabina ogrzewana i przewietrzana. Wyposażenie radionawigacyjne umożliwia wykonywanie lotów w warunkach IFR.

Dane techniczne. Rozpiętość — 7,40 m, długość — 7,40 m, wysokość — 2,50 m, powierzchnia płata — 9,0 m^2; masa własna 826 kg, masa startowa do akrobacji — 1150 kg, maksymalna masa startowa — 1175 kg, stosunek masy maksymalnej do powierzchni płata — 130 kg/m^2; osiągi obliczeniowe przy maksymalnej masie startowej: prędkość maksymalna na wysokości 0 m — 368 km/h, prędkość przelotowa na wysokości 1830 m — 342 km/h, prędkość minimalna — 113 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 9,6 m/s, pułap praktyczny — 6900 m, długość startu do wysokości 15 m — 465 m, długość lądowania z wysokości 15 m — 575 m, długotrwałość lotu — 3 h.

Hindustan Aeronautics Ltd. HAL HPT-32 (Indie)

Samolot HAL HPT-32 został opracowany dla potrzeb lotnictwa wojskowego Indii. Przeznaczeniem samolotu jest szkolenie wstępne, a także trening w nawigacji według przyrządów, w lotach nocnych, zespołach (w szyku), w stosowaniu środ-

ków bojowych itp. Przewidywane jest zastosowanie samolotu do celów łącznikowych (wersja czteromiejscowa), obserwacji, zrzutu zaopatrzenia, holowania szybowców i celów do strzelań.

Prototyp samolotu dokonał pierwszego lotu w styczniu 1977 r. Drugi prototyp był w budowie na początku 1980 r. Samolot zbudowano zgodnie z przepisami FAR23. Trwałość konstrukcji wynosi 6500 h. Dopuszczalne przeciążenia normalne: +6,5 −3,0.



HAL HPT-32 — prototyp ze stałym podwoziem

K o n s t r u k c j a. HAL HPT-32 jest jednosilnikowym, trzy- lub czteromiejscowym dolnopłatem. Skrzydła samolotu mają obrys trapezowy, są wyposażone w lotki i szczelinowe klapy tylne.

Kadłub samolotu o konstrukcji półskorupowej mieści w przedniej części kabinę, w której miejsce ucznia i instruktora usytuowane są obok siebie. Miejsce trzeciej osoby za fotelami ucznia i instruktora. Usterzenie jest klasyczne i ma obrys trapezowy. Ster wysokości jest jednoczęściowy, na lewej połowie — klapka wyważająca. Ster kierunku ma klapkę wyważającą. Podwozie jest trójpodporowe (z przednim kołem) o pojedynczych kołach na każdej podporze. W prototypie podwozie jest stałe, ale przewidywane jest zastosowanie podwozia chowanego w locie (przednie podwozie do tyłu, główne do skrzydeł w kierunku kadłuba).

Samolot jest wyposażony w jeden tłokowy silnik Lycoming AEIO-540-D4B5 o mocy 194 kW, napędzający dwułopatowe nastawne śmigło Hartzell o stałej prędkości obrotowej. Dwa integralne zbiorniki w skrzydłach zawierają łącznie 227 dm³ paliwa. Samolot może być wyposażony w dodatkowy zbiornik paliwa na 136,5 dm³, w miejscu tylnego siedzenia.

Uzbrojenie samolotu składa się ze środków bojowych podwieszanych na czterech węzłach podskrzydłowych. Maksymalna masa podwieszanego uzbrojenia wynosi 255 kg.

ków bojowych itp. Przewidywane jest zastosowanie samolotu do celów łącznikowych (wersja czteromiejscowa), obserwacji, zrzutu zaopatrzenia, holowania szybowców i celów do strzelań.

Prototyp samolotu dokonał pierwszego lotu w styczniu 1977 r. Drugi prototyp był w budowie na początku 1980 r. Samolot zbudowano zgodnie z przepisami FAR23. Trwałość konstrukcji wynosi 6500 h. Dopuszczalne przeciążenia normalne: +6,5 −3,0.



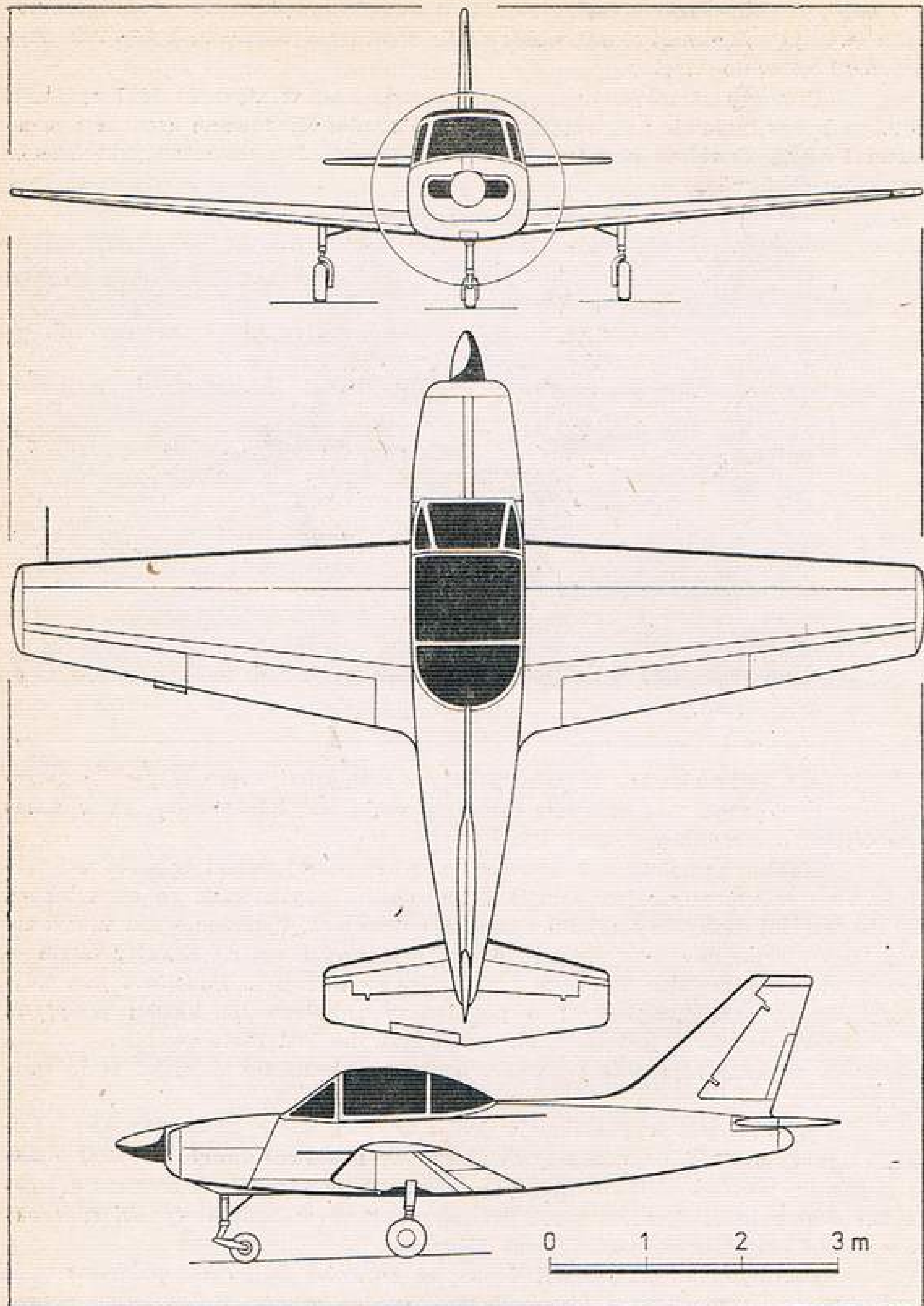
HAL HPT-32 — prototyp ze stałym podwoziem

Konstrukcja. HAL HPT-32 jest jednosilnikowym, trzy- lub czteromiejscowym dolnopłatem. Skrzydła samolotu mają obrys trapezowy, są wyposażone w lotki i szczelinowe klapy tylne.

Kadłub samolotu o konstrukcji półskorupowej mieści w przedniej części kabinę, w której miejsce ucznia i instruktora usytuowane są obok siebie. Miejsce trzeciej osoby za fotelami ucznia i instruktora. Usterzenie jest klasyczne i ma obrys trapezowy. Ster wysokości jest jednoczęściowy, na lewej połowie — klapka wyważająca. Ster kierunku ma klapkę wyważającą. Podwozie jest trójpodporowe (z przednim kołem) o pojedynczych kołach na każdej podporze. W prototypie podwozie jest stałe, ale przewidywane jest zastosowanie podwozia chowanego w locie (przednie podwozie do tyłu, główne do skrzydeł w kierunku kadłuba).

Samolot jest wyposażony w jeden tłokowy silnik Lycoming AEIO-540-D4B5 o mocy 194 kW, napędzający dwułopatowe nastawne śmigło Hartzell o stałej prędkości obrotowej. Dwa integralne zbiorniki w skrzydłach zawierają łącznie 227 dm^3 paliwa. Samolot może być wyposażony w dodatkowy zbiornik paliwa na 136,5 dm^3, w miejscu tylnego siedzenia.

Uzbrojenie samolotu składa się ze środków bojowych podwieszanych na czterech węzłach podskrzydłowych. Maksymalna masa podwieszanego uzbrojenia wynosi 255 kg.



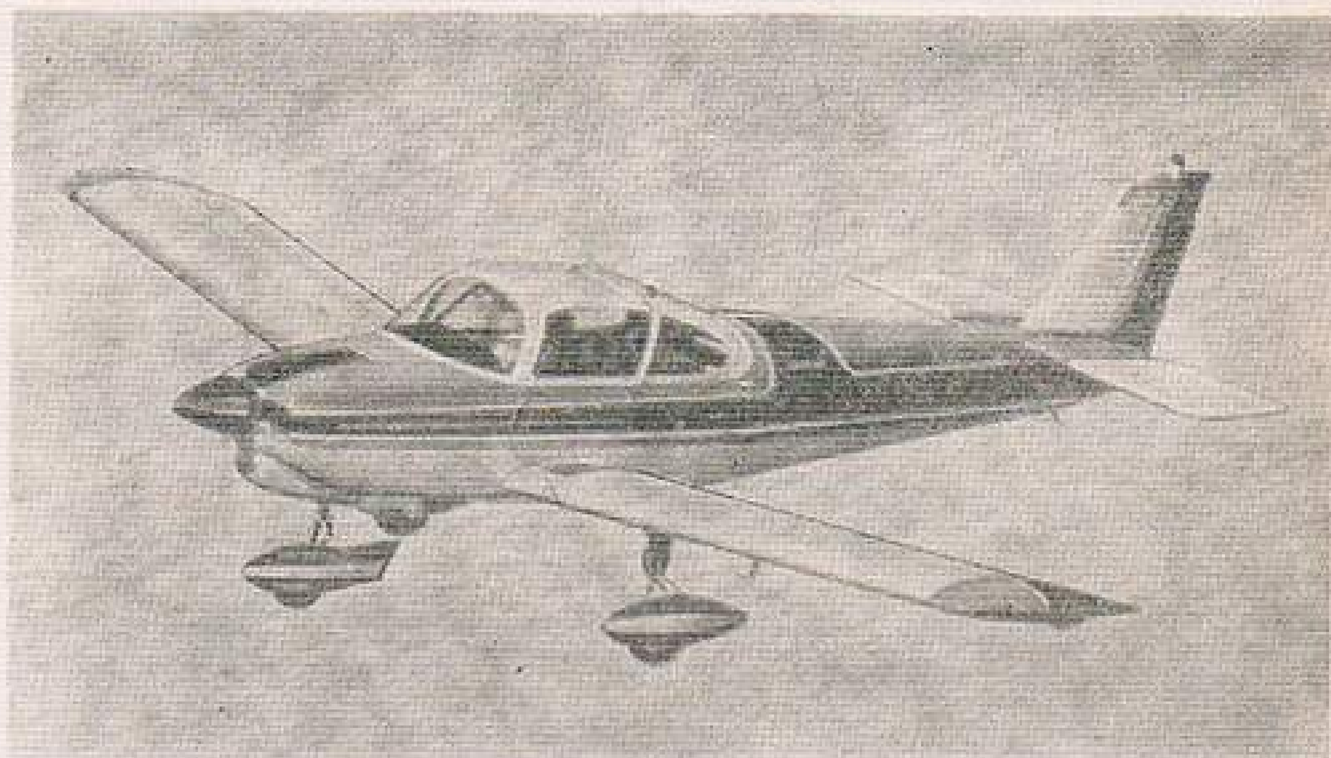
HAL HPT-32 wersja seryjna z projektowanym chowanym podwoziem

Dane techniczne. Rozpiętość — 9,50 m, długość — 7,72 m, wysokość — 2,93 m, powierzchnia płata — 15 m², masa własna — 1034 kg, masa startowa normalna — 1322 kg, maksymalna masa startowa — 1583 kg, maksymalna masa podwieszanego uzbrojenia — 255 kg; osiągi z podwoziem stałym i przy normalnej masie startowej: prędkość maksymalna na wysokości 0 m — 233 km/h, prędkość minimalna z wychylonymi klapami w konfiguracji do lądowania — 107,5 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 4,7 m/s, pułap praktyczny — 3950 m, długość startu do wysokości 15 m — 500 m, długość lądowania z wysokości 15 m — 575 m, maksymalny zasięg na wysokości 1525 m z zapasem paliwa 227 dm³ — 700 km, długotrwałość lotu — 4,0 h.

Fuji FA-200 „Subaru" (Japonia)

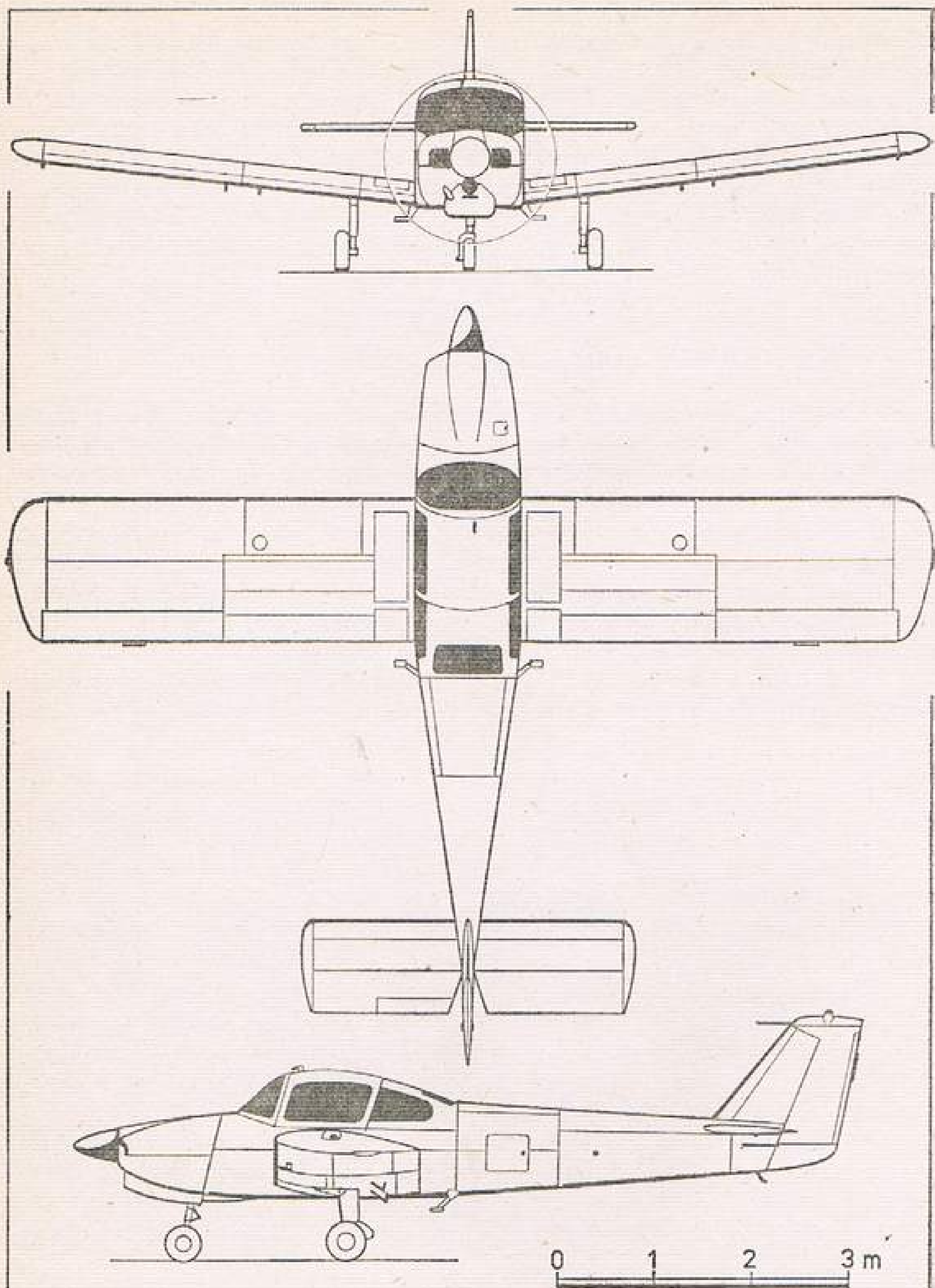
Samolot Fuji FA-200 „Subaru" jest czteromiejscowym, wielozadaniowym samolotem, przeznaczonym do transportu osób i ładunków, a także do szkolenia i treningu. Pierwszy lot samolotu odbył się w sierpniu 1965 r. Najnowsze wersje: FA-200-160 z silnikiem Lycoming O-320-02A o mocy 119 kW, FA-200-180 z silnikiem Lycoming IO-360-B1B o mocy 134 kW, napędzającym przestawialne śmigło o stałej prędkości obrotowej FA-200-180AO z silnikiem Lycoming O-360-A5AD o takiej samej mocy, ale napędzającym śmigło o stałym skoku. Wersje te otrzymały certyfikaty FAA *) również w kategorii akrobacyjnej i są też stosowane do szkolenia i treningu. Do 1 lutego 1979 r. wyprodukowano 273 samoloty.

Konstrukcja. Fuji FA-200 „Subaru" jest całkowicie metalowym dolnopłatem ze stałym podwoziem. Płat samolotu ma obrys prostokątny, kon-



Fuji FA-200-180 „Subaru" w locie

*) Federal Aviation Agency — amerykańska administracja lotnictwa cywilnego.



Fuji FA-200-180 AO

strukcja płata jest jednodźwigarowa z pracującym kesonem. Klapy szczelinowe, lotki typu Frise.

Kadłub ma konstrukcję półskorupową, kabina jest czteromiejscowa. Przednie fotele indywidualnie regulowane. Duża osłona kabiny, odsuwana do tyłu. Kabina jest ogrzewana i przewietrzana. Za siedzeniami umieszczony jest bagażnik na 20 kg ładunku, bagażnik na 80 kg — w kadłubie za skrzydłami. Usterzenie klasyczne. Klapka wyważająca na lewej połówce steru wysokości. Podwozie trójpodporowe stałe ze sterowanym przednim kołem. Amortyzatory olejowo-powietrzne. Hamulce hydrauliczne.

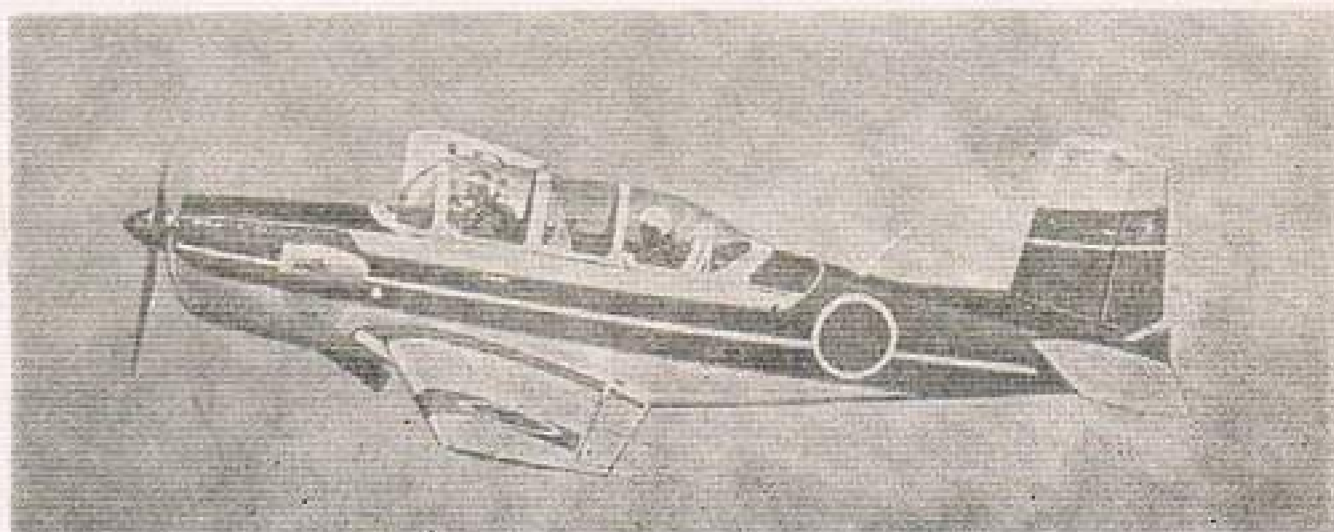
Samolot napędza silnik tłokowy Lycoming, zabudowany w przedniej części kadłuba. Wersje i moce silników zastosowanych w różnych wersjach podano na początku opisu. Zapas paliwa w dwóch integralnych zbiornikach skrzydłowych wynosi łącznie 204 dm^3.

Samolot jest wyposażony w radiostację VHF (HF), przyrządy do lotów bez widoczności, urządzenia pokładowe VOR, ILS, radiokompas oraz transponder.

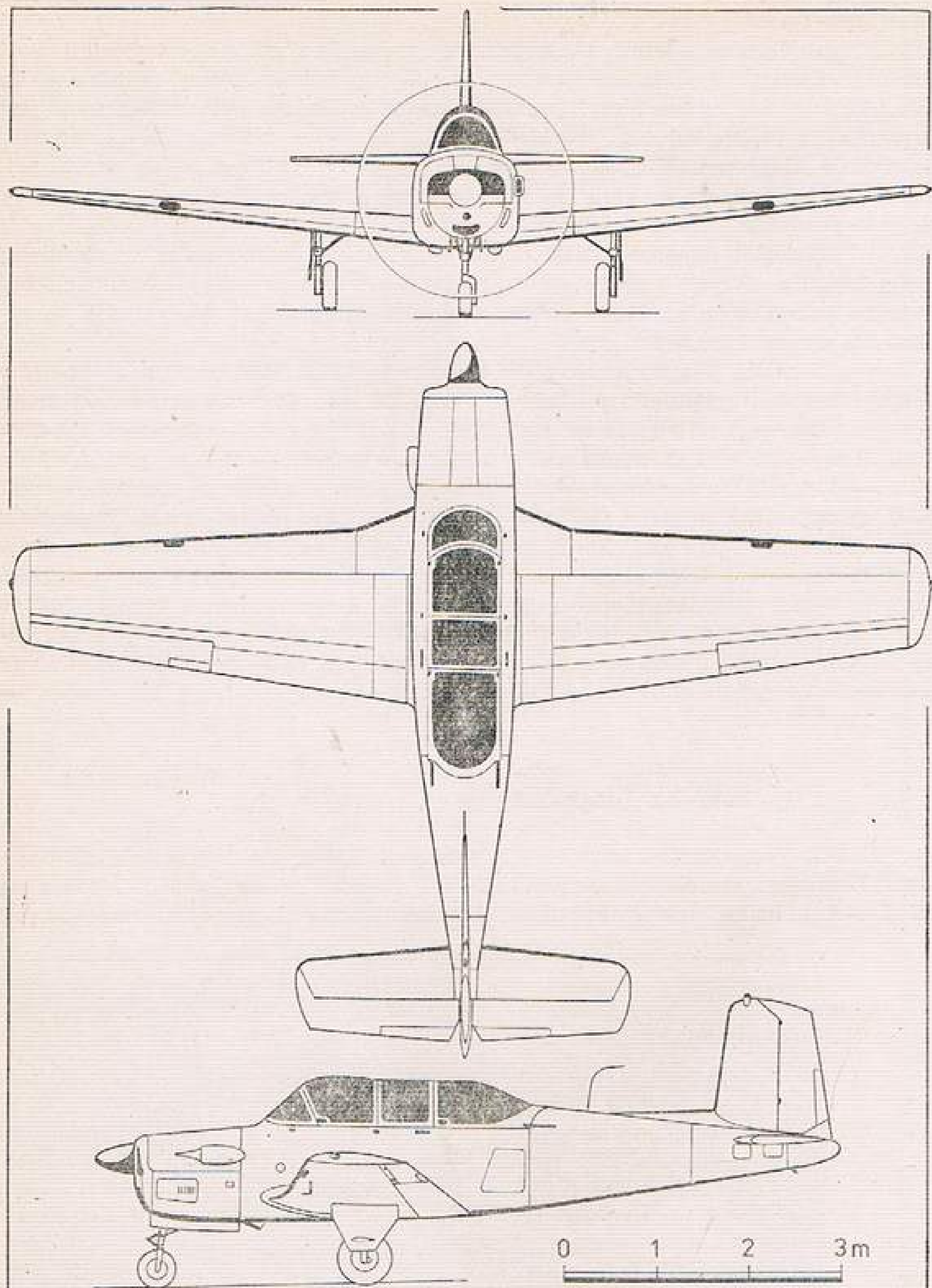
Dane techniczne wersji FA-200-180 (w nawiasach wersji FA-200--160). Rozpiętość — 9,42 m, długość — 8,17 m, wysokość — 2,59 m, powierzchnia płata — 14,0 m^2, masa własna — 650 (620) kg, masa startowa do akrobacji — 940 (880) kg, maksymalna masa startowa — 1150 (1060) kg; prędkość maksymalna na wysokości 0 m — 233 (222) km/h, maksymalna prędkość przelotowa na wysokości 1525 m — 204 (196) km/h, ekonomiczna prędkość przelotowa na wysokości 1525 m — 167 (164) km/h, prędkość minimalna z wychylonymi klapami — 97 (90) km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 3,8 (3,8) m/s, pułap praktyczny — 4175 (3480) m, długość startu do wysokości 15 m — 500 (465) m, długość lądowania z wysokości 15 m — 350 (340) m, maksymalny zasięg bez rezerw — 1343 (1215) km.

Fuji KM-2B (Japonia)

Fuji KM-2B jest wersją rozwojową konstrukcji KM-2, która powstała na bazie amerykańskiego samolotu Beechcraft T-34A „Mentor". Samolot KM-2 różni się od T-34A „Mentor" głównie innym układem kabiny i zespołem napędowym.



Fuji KM-2B w locie



Fuji T-3

W samolocie KM-2B powrócono do układu kabiny samolotu T-34A, pozostawiając inne zmiany — głównie zespół napędowy — wprowadzone w wersji KM-2. Pierwszy prototyp samolotu KM-2B dokonał pierwszego lotu we wrześniu 1974 r. W 1975 r. lotnictwo wojskowe Japonii zaplanowało zakupienie 54 sztuk pod oznaczeniem wojskowym T-3. Pierwszy samolot serii informacyjnej (6 szt.) dokonał pierwszego lotu w styczniu 1978 r., a pierwszy samolot seryjny — w marcu 1978 r.

Konstrukcja. KM-2B jest całkowicie metalowym dwumiejscowym dolnopłatem, wyposażonym w podwozie całkowicie chowane w locie. Srzydła samolotu mają obrys trapezowy i konstrukcję dwudźwigarową z pracującym pokryciem. Zastosowano profile NACA 23016·5 u nasady i NACA 23012 na końcu skrzydła. Klapy są szczelinowe, lotki wyposażone w klapki wyważające.

Kadłub ma konstrukcję półskorupową. Kabina załogi w układzie tandem jest klimatyzowana. Fotele regulowane. Osłona kabiny kilkusegmentowa. Segmenty nad miejscami załogi odsuwane są do tyłu. Za tylnym fotelem znajduje się przestrzeń bagażowa na 45 kg bagażu. Usterzenie jest klasyczne, o obrysie trapezowym. Na sterach umieszczone są klapki wyważające. Podwozie trójpodporowe z przednim kołem jest całkowicie chowane w locie za pomocą mechanizmu elektrycznego. Koła pojedyncze na każdej podporze. Amortyzatory olejowo-gazowe. Hamulce tarczowe.

Samolot jest wyposażony w sześciocylindrowy silnik Lycoming IGSO-480-A1F6 o mocy 254 kW, napędzający trójłopatowe śmigło typu Hartzell o stałej prędkości obrotowej. Cztery zbiorniki (dwa w każdym skrzydle: jeden metalowy i jeden wiotki) zawierają łącznie 265 dm^3 paliwa.

Wyposażenie radionawigacyjne samolotu, do którego należą: radiostacja VHF King KTR-900A, radiokompas King KDF-800, system nawigacyjny Tacan i in. umożliwia wykonywanie lotów w warunkach bez widoczności.

Dane techniczne. Rozpiętość — 10,0 m, długość — 8,04 m, wysokość — 3,02 m, powierzchnia płata — 16,50 m^2, masa własna — 1120 kg, maksymalna masa startowa — 1510 kg; osiągi przy maksymalnej masie startowej: prędkość maksymalna na wysokości 4875 m — 377 km/h, maksymalna prędkość przelotowa na wysokości 2440 m — 328 km/h, prędkość minimalna w konfiguracji do lądowania — 100 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 7,7 m/s, pułap praktyczny — 8170 m, długość startu do wysokości 15 m — 503 m, długość lądowania z wysokości 15 m — 436 m, maksymalny zasięg z maksymalnym zapasem paliwa — 965 km.

UTVA-75 (Jugosławia)

Opracowanie samolotu UTVA-75, przeznaczonego do szkolenia, a także do holowania szybowców i zadań łącznikowych, podjęto początkowo (w 1973 r.) na zasadzie współpracy międzynarodowej. Po przerwaniu tej współpracy opracowanie samolotu kontynuowano w wytwórni UTVA z pomocą innych zakładów przemysłu lotniczego Jugosławii i instytutów badawczych. Budowę dwóch prototypów rozpoczęto w 1975 r. Pierwszy z nich dokonał pierwszego lotu w maju, drugi w grudniu 1976 r. Produkcja seryjna jest kontynuowana.

Konstrukcja. UTVA-75 jest całkowicie metalowym dolnopłatem wyposażonym w stałe podwozie. Płat samolotu jest prostokątny, trójdzielny. Zastosowano profil 65_2415. Płat wyposażony jest w lotki i tylne klapy. Na lotkach klapki Flettnera. Kadłub ma konstrukcję półskorupową. Kabina dwumiejscowa z fotelami usytuowanymi obok siebie. Dostęp zapewniają drzwi, z obydwóch stron podnoszone do góry. Wnętrze klimatyzowane. Usterzenie konwencjonalne, pionowe skośne. Stery z wyważeniem rogowym. Na sterze wysokości klapka wyważająca. Podwozie trójpodporowe stałe. Amortyzatory olejowo-powietrzne. Hamulce hydrauliczne.

Samolot jest wyposażony w silnik tłokowy Lycoming IO-360-BIF o mocy 134 kW, napędzający dwułopatowe przestawialne śmigło Hartzell o stałej prędkości obrotowej. Zapas paliwa w dwóch zbiornikach integralnych w płacie wynosi 160 dm^3. Możliwe jest podwieszenie dwóch zbiorników pod skrzydłami o pojemności 100 dm^3 każdy.

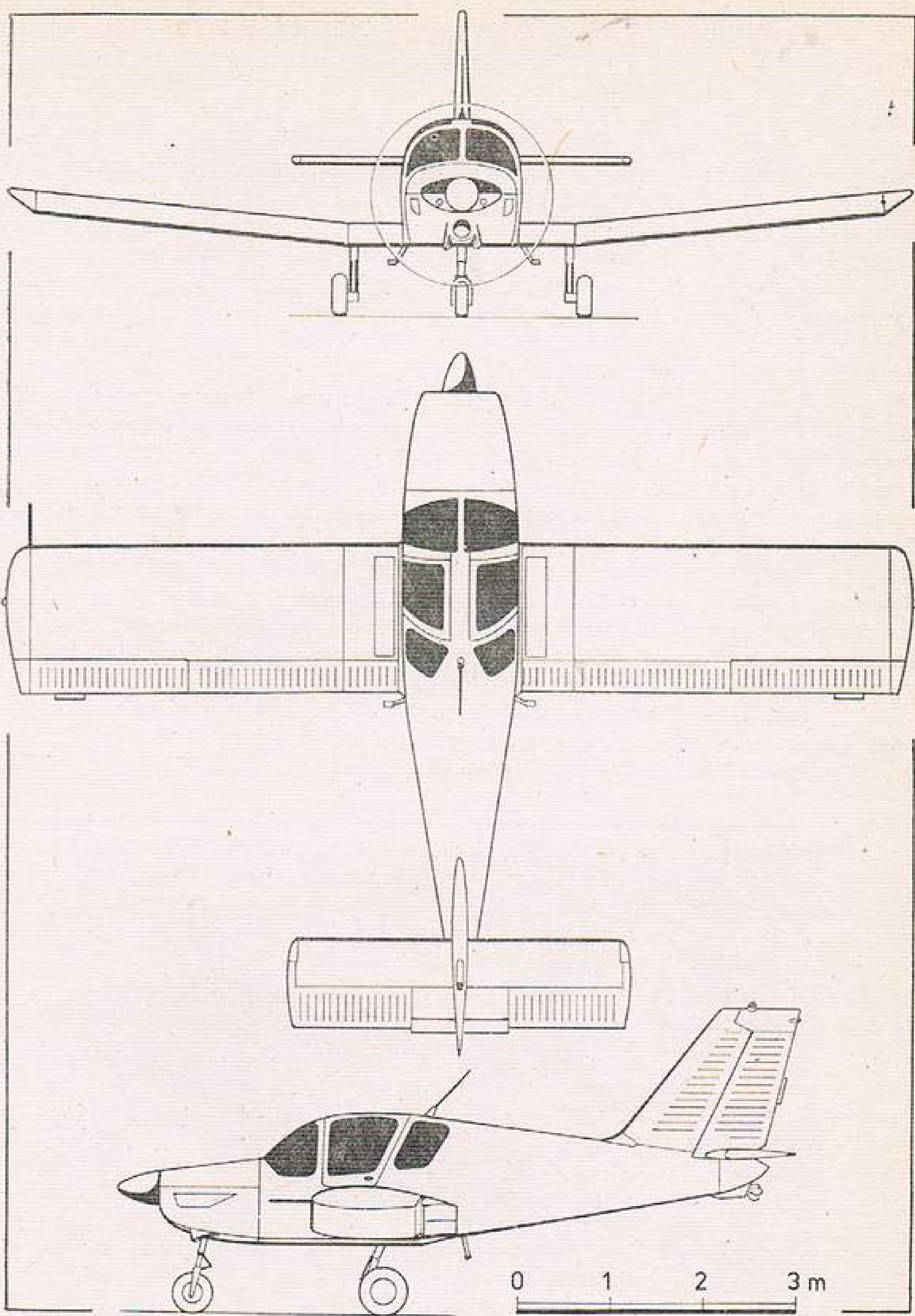
Instalacja elektryczna 12 V. Wyposażenie radionawigacyjne składa się z radiostacji VHF oraz radiokompasu.

Samolot ma dwa podskrzydłowe węzły podwieszenia lekkiego uzbrojenia.



UTVA-75 w barwach lotnictwa wojskowego Jugosławii

Dane techniczne. Rozpiętość — 9,73 m, długość — 7,11 m, wysokość — 3,15 m, powierzchnia płata — 14,6 m^2; masa własna — 650 kg, maksymalna masa startowa — 960 kg; osiągi przy maksymalnej masie startowej: prędkość maksymalna — 220 km/h, ekonomiczna prędkość przelotowa — 165 km/h, prędkość minimalna z wychylonymi klapami — 80 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 4,5 m/s, pułap praktyczny — 4500 m, długość startu do wysokości 15 m — 250 m, długość lądowania z wysokości 15 m — 350 m, zasięg z dodatkowymi zbiornikami bez rezerwy paliwa — 2000 km.



UTVA-75

Aerospace CT4B „Airtrainer" (Nowa Zelandia)

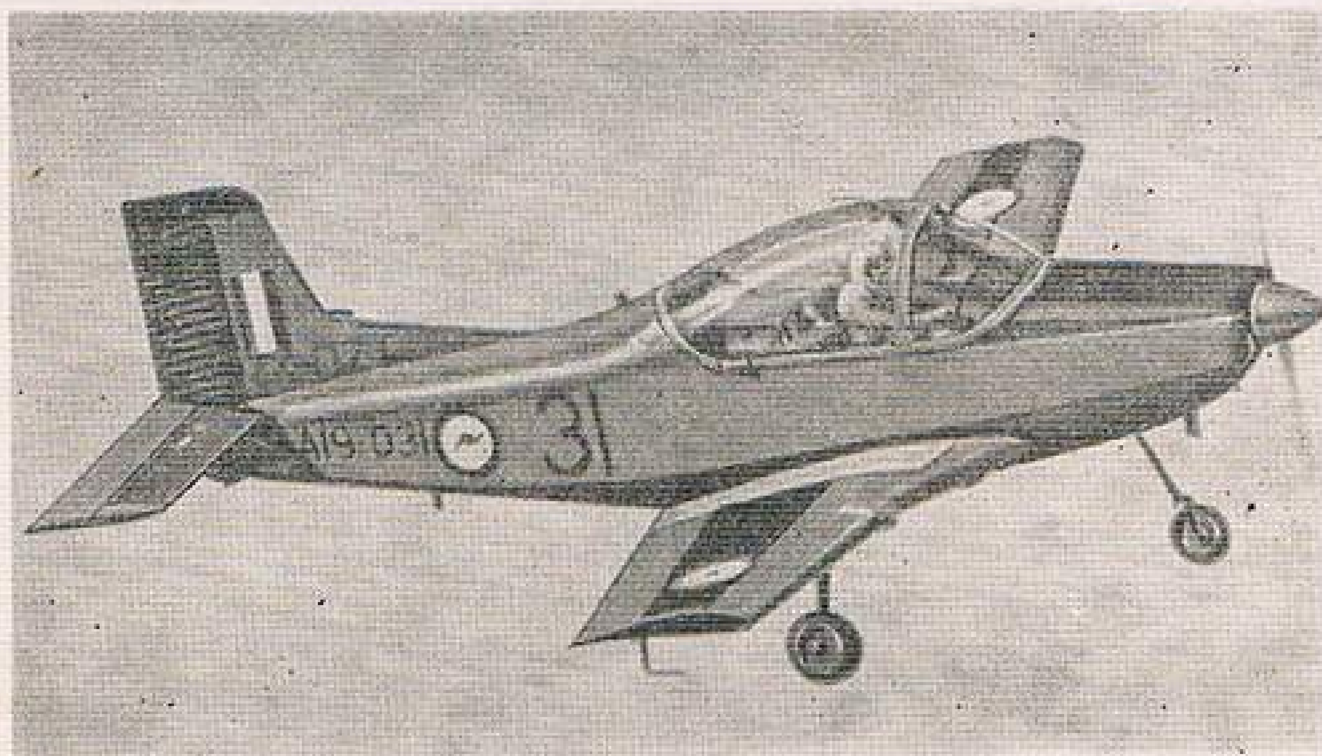
Prototypy szkolnych i turystycznych samolotów „Airtourer" opracowała firma Victa w Australii; prawa do produkcji tych samolotów zakupiła nowozelandzka wytwórnia AESL, która przyjęła później nazwę Aerospace. Wytwórnia zdecydowała przystąpić do produkcji seryjnej szkolnego samolotu dopuszczonego do akrobacji, opartego na konstrukcji „Airtourer", lecz zmodyfikowanego, przez wzmocnienie konstrukcji (przeciążenie normalne +6, —3) i wprowadzenie drążka sterowego zamiast wolanta oraz odchylanej na bok osłony kabiny.

Prototyp CT4 dokonał pierwszego lotu w lutym 1972 r. Następnie wprowadzono samolot do produkcji seryjnej dla potrzeb wojskowego lotnictwa Australii, Tajlandii i Nowej Zelandii. Wersja dla lotnictwa Nowej Zelandii nosi oznaczenie CT4B i nazwę „Airtrainer".

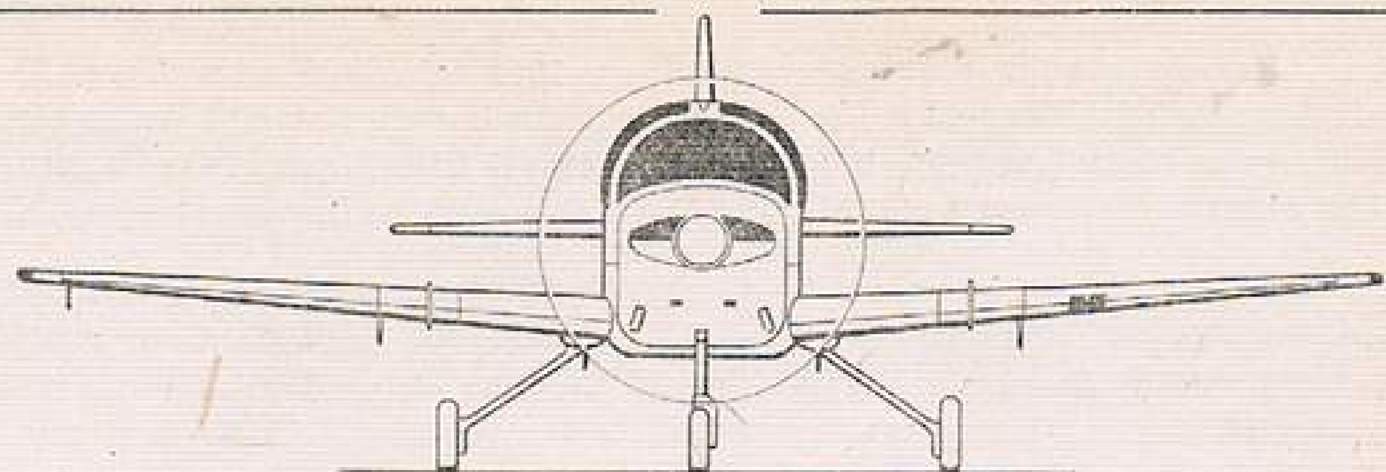
K o n s t r u k c j a. Samolot jest dolnopłatem wyposażonym w stałe podwozie. Płat samolotu ma obrys trapezowy z rozszerzeniem w części przykadłubowej. Zastosowano profile: przykadłubowy zmodyfikowany NACA 23012 i zmodyfikowany NACA 4412 na końcu skrzydeł. Konstrukcja jednodźwigarowa z pracującym kesonem. Lotki wyważone aerodynamicznie, klapy szczelinowe wychylane elektrycznie. Końcówki skrzydeł z tworzywa sztucznego.

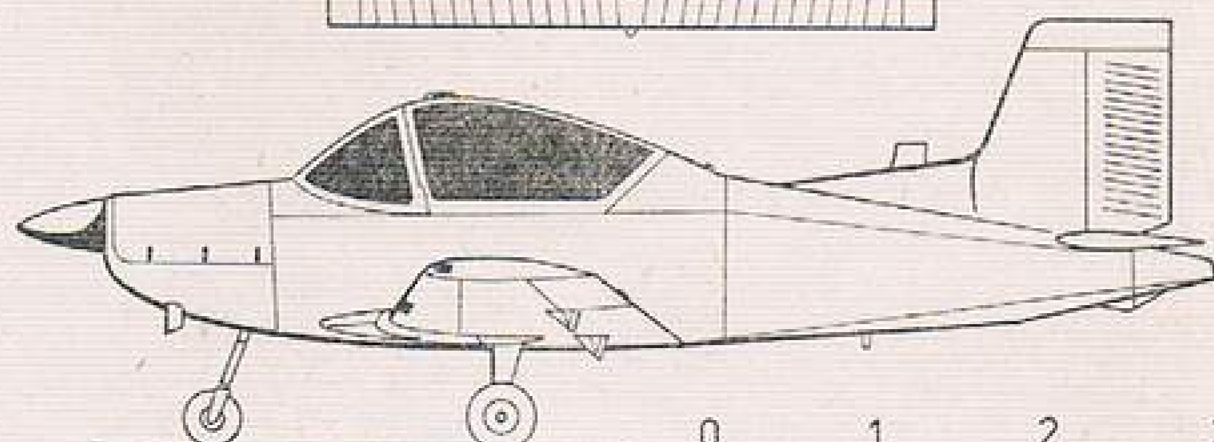
Kadłub ma konstrukcję półskorupową z laminatową osłoną silnika. Miejsca w kabinie — obok siebie. Za fotelami możliwe jest zabudowanie dodatkowego miejsca siedzącego lub pozostawienie miejsca na 52 kg bagażu. Usterzenie klasyczne, o obrysie trapezowym, ster wysokości jednoczęściowy. Sterowanie wyważeniem steru wysokości i kierunku elektryczne.

Podwozie trójpodporowe stałe. Golenie bez amortyzatorów w postaci belek sprężystych, koło przednie sterowane z amortyzatorem olejowo-powietrznym. Opony bezdętkowe, hamulce hydrauliczne.



Aerospace CT4B „Airtrainer"





Aerospace CT4B „Airtrainer"

Samolot jest wyposażony w silnik Continental IO-360-H o mocy 157 kW, napędzający śmigło Hartzell o sałej prędkości obrotowej. Samolot może być też wyposażony w silnik Lycoming IO-360-B o mocy 149 kW. Zapas paliwa — 240 dm³. Samolot może być wyposażony w dodatkowe zbiorniki na końcu skrzydeł.

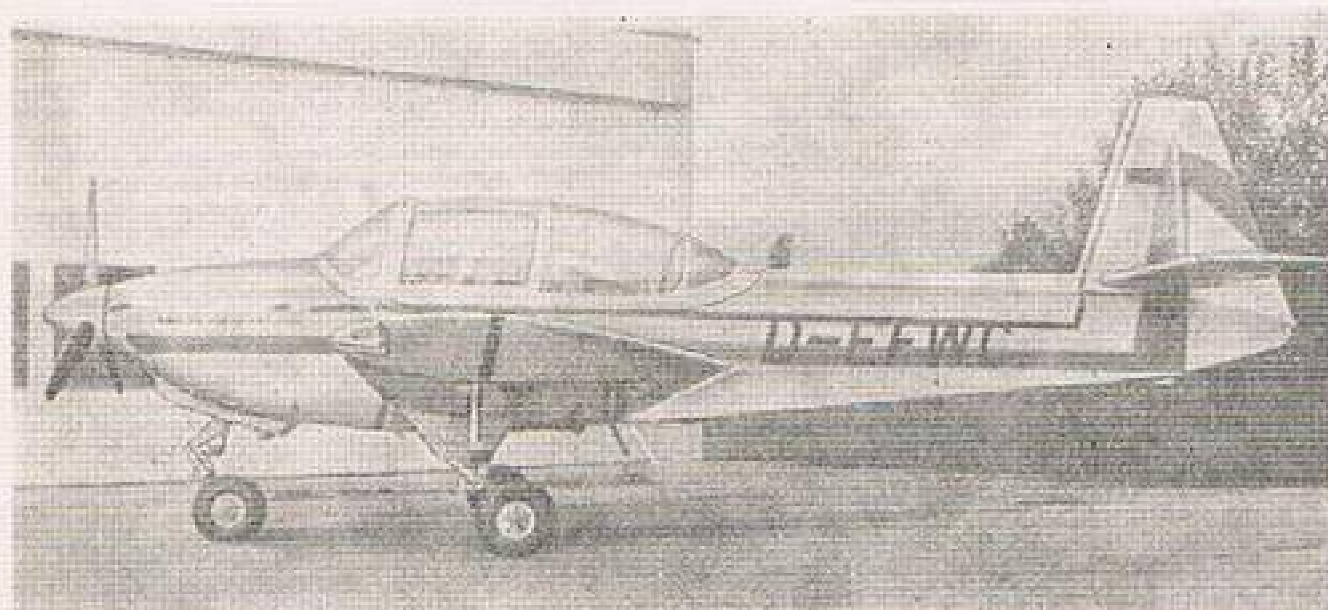
Dane techniczne. Rozpiętość — 7,92 m, rozpiętość z dodatkowymi zbiornikami na końcu skrzydeł — 8,20 m, długość — 7,06 m, wysokość — 2,59 m, powierzchnia płata — 11,98 m²; masa własna — 662 kg, masa własna z wyposażeniem — 675 kg. maksymalna startowa masa — 1088 kg; prędkość maksymalna na wysokości 0 m — 286 km/h, maksymalna prędkość przelotowa — 259 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 6,8 m/s, prędkość minimalna z wychylonymi klapami — 95 km/h, pułap praktyczny — 5455 m, długość startu do wysokości 15 m — 377 m, długość lądowania z wysokości 15 m — 335 m, zasięg maksymalny z rezerwą na 10 min lotu bez zbiorników dodatkowych na końcu skrzydeł — 1311 km, maksymalna długotrwałość lotu — 5 h 47 min.

MBB T.1 „Flamingo" (RFN-Szwajcaria)

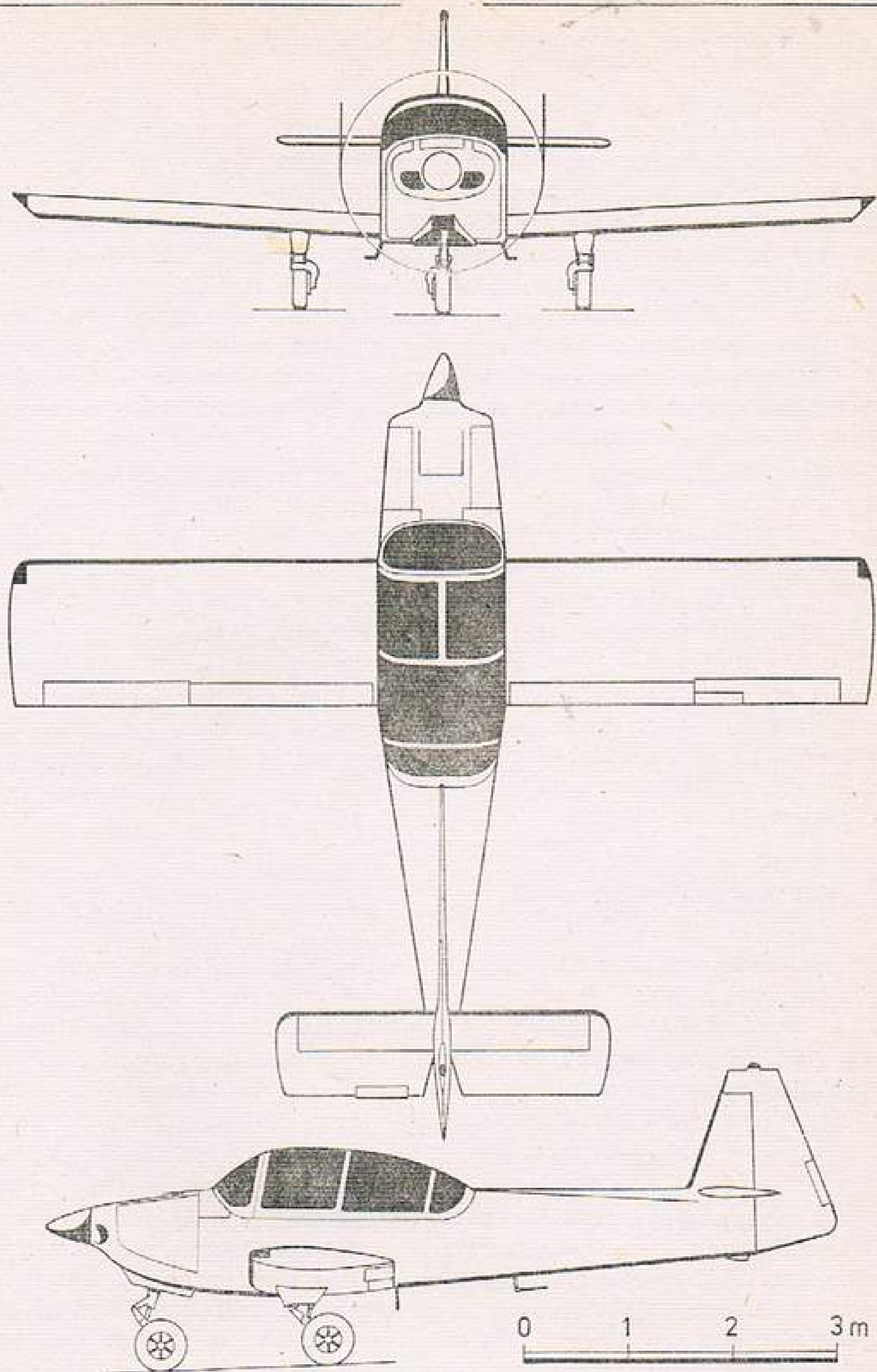
W 1976 r. zakończono produkcję samolotów MBB 223 „Flamingo". Wyprodukowana seria wynosiła 96 szt. W 1979 r. podjęto decyzję zmodyfikowania konstrukcji i podjęcia produkcji seryjnej (w niewielkim zakładzie Farner-Werke w Grenchen w Szwajcarii) samolotów, oznaczonych MBB T.1 „Flamingo".

Jedną z przyczyn rozpoczęcia powtórnej produkcji seryjnej samolotu są jego dobre osiągi i prawidłowe własności pilotażowe (samolot uprzedza o przeciągnięciu wyraźnymi drganiami, opóźnienie wyjścia z korkociągu — 1 zwitka). Zwraca uwagę bardzo dobra widoczność z kabiny przy podejściu do lądowania.

Konstrukcja. Samolot MBB T.1 „Flamingo" jest całkowicie metalowym, jednosilnikowym dolnopłatem szkolnym, wyposażonym w stałe trójpod-



MBB T.1 „Flamingo", zmodyfikowana wersja samolotu MBB 223



MBB T.1 „Flamingo"

porowe podwozie, przeznaczonym do szkolenia wstępnego i podstawowego. Samolot jest podobny do wersji pierwotnej, wprowadzono w nim jednak wiele zmian i udoskonaleń konstrukcyjnych.

Samolot ma prostokątny płat o konstrukcji dwudźwigarowej z pracującym pokryciem. Dźwigar główny skrzydła wchodzi w kadłub i jest w osi kadłuba połączony z dźwigarem drugiego skrzydła. Dźwigary pomocnicze są połączone z bokami kadłuba. Zastosowano profil NACA 64_2A215. Końcówki skrzydeł z tworzywa sztucznego. Lotki typu Frise. Klapy wychylane elektrycznie. Kadłub ma konstrukcję półskorupową. Odsuwana do tyłu osłona kabiny daje widoczność w zakresie 360°. Kabina jest izolowana pokryciem dźwiękochłonnym, ogrzewana i przewietrzana. Układ kabiny: dwa miejsca pilota i instruktora obok siebie, trzecie miejsce pośrodku za nimi. Przed załogą znajduje się duża tablica przyrządów. Przewidziano miejsce na dodatkowe — w razie potrzeby — wyposażenie radionawigacyjne. Podwozie jest stałe, wahaczowe, z przednim kołem sterowanym. Wszystkie koła mają te same wymiary.

Samolot jest wyposażony w silnik Lycoming TO-350-C1A6D (z turbosprężarką) o mocy 156 kW, napędzający przestawialne trójłopatowe śmigło Hoffman o stałej prędkości obrotowej lub dwułopatowe Hartzell. Zbiorniki w skrzydłach mieszczą łącznie 220 dm³ paliwa.

Dane techniczne. Rozpiętość — 8,28 m, długość — 7,60 m, wysokość — 2,70 m, powierzchnia płata — 11,50 m²; masa własna — 690 kg, maksymalna masa startowa — 1050 kg; prędkość maksymalna — 278 km/h, prędkość przelotowa przy 75% mocy silnika — 240 km/h, prędkość przeciągnięcia w konfiguracji gładkiej — 120 km/h, prędkość przeciągnięcia z wychylonymi klapami (40°) — 102 km/h, prędkość wznoszenia przy ziemi — 5,38 m, pułap praktyczny — 6688 m, długość startu do wysokości 15 m — 365 m, zasięg przy 65% mocy i zapasie paliwa 170 dm³ — 893 km.

ICA IAR-823 (Rumunia)

Projekt samolotu powstał w 1970 r. w Instytucie Mechaniki Przepływów i Konstrukcji Lotniczych (IMFCA) w Bukareszcie. Budowę prototypu rozpoczęto w 1971 r. w zakładach ICA (*Intrepinderea de Constructii Aeronautice*) w Braszowie. Prototyp dokonał pierwszego lotu w lipcu 1973 r. Samoloty seryjne, z których pierwszy oblatano w 1974 r., zostały wprowadzone do eksploatacji w rumuńskim lotnictwie wojskowym i aeroklubowym. Do połowy 1979 r. przekazano do eksploatacji około 50 tych samolotów.

Konstrukcja. Samolot jest jednosilnikowym dolnopłatem, wyposażonym w chowane podwozie. W dwumiejscowej wersji samolot jest dopuszczony do akrobacji, w wersji turystycznej może transportować łącznie z pilotem 5 osób. Skrzydła samolotu mają obrys trapezowy. Zastosowano zmodyfikowany profil NACA 23012. Konstrukcja konwencjonalna, całkowicie metalowa (dźwigar główny i pomocniczy) z pracującym pokryciem. Połączenie skrzydeł do kadłuba — trójwęzłowe. Lotki szczelinowe typu Friese. Klapy szczelinowe wychylane elektrycznie. Kadłub ma konstrukcję półskorupową. Fotele ucznia i instruktora regu-

lowane. Siedzenie kanapowe w tyle kabiny może być łatwo zdemontowane do transportu ładunków. Wejścia do kabiny z obydwóch stron kadłuba. Drzwi są podnoszone do góry.

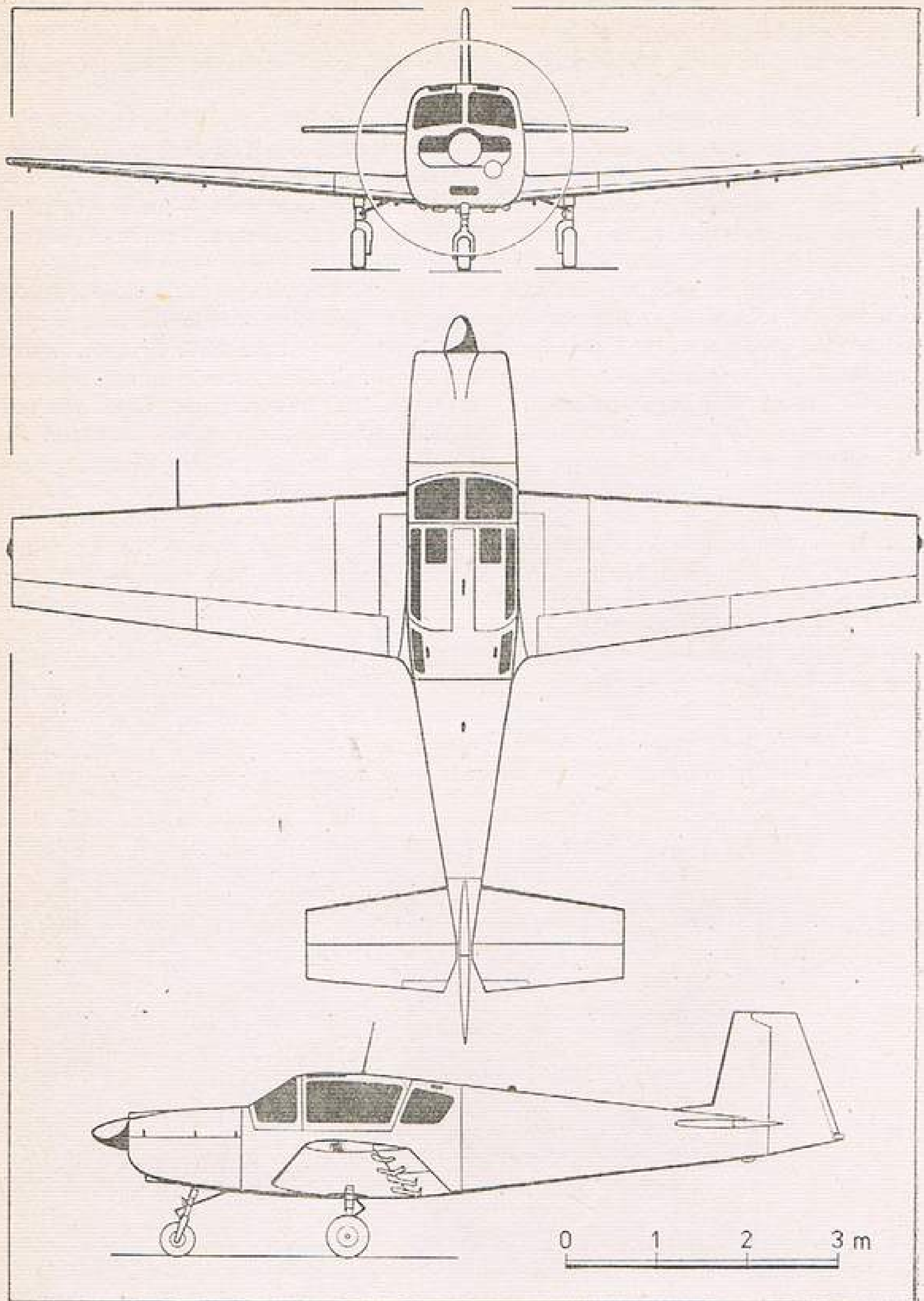
Usterzenie pionowe i poziome ma obrys trapezowy. Obydwie połówki steru wysokości są wyposażone w klapki wyważające wychylane elektrycznie. Podwozie trójpodporowe ze sterowanym kołem przednim. Podwozie jest całkowicie chowane w locie (elektrycznie). Awaryjne wypuszczanie — ręczne. Amortyzatory olejowo-powietrzne. Niezależne hamulce hydrauliczne. Przednie podwozie wyposażone w tłumik drgań typu Shimmy.

Samolot jest wyposażony w silnik tłokowy Lycoming IO-540-GID5 o mocy 216 kW, napędzający dwułopatowe, przestawialne śmigło Hartzell o stałej prędkości obrotowej. Samolot ma instalację elektryczną 24V. Przystosowany jest do lotów w warunkach VFR (z widocznością). Na życzenie zamawiającego samolot może być wyposażony w urządzenia radionawigacyjne, dopuszczające wykonywanie lotów w warunkach IFR (loty według przyrządów). Również na życzenie zamawiającego możliwe jest zabudowanie dwóch podskrzydłowych węzłów podwieszenia uzbrojenia lub dodatkowych zbiorników.

D a n e t e c h n i c z n e. Rozpiętość — 10,0 m, długość — 8,24 m, wysokość — 2,52 m, powierzchnia płata — 15,0 m²; masa własna — 910 kg, masa startowa do pełnej akrobacji — 1190 kg, maksymalna masa startowa — 1380 kg; prędkość maksymalna na wysokości 0 m — 310 km/h, maksymalna prędkość przelotowa na wysokości 1750 m — 300 km/h, ekonomiczna prędkość przelotowa na wysokości 3050 m — 290 km/h, prędkość minimalna z wychylonymi klapami, bez gazu — 98 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 7,5 m/s, pułap praktyczny — 5600 m, długość startu do wysokości 15 m — 310 m, długość dobiegu — 200 m, maksymalny zasięg z rezerwą na 1 h lotu — do 1800 km, długotrwałość lotu zależnie od rodzaju zadania 3—6 h.



IAR-823



IAR-823

Beechcraft „Musketeer Sport 150" i „Sundowner 180" (USA)

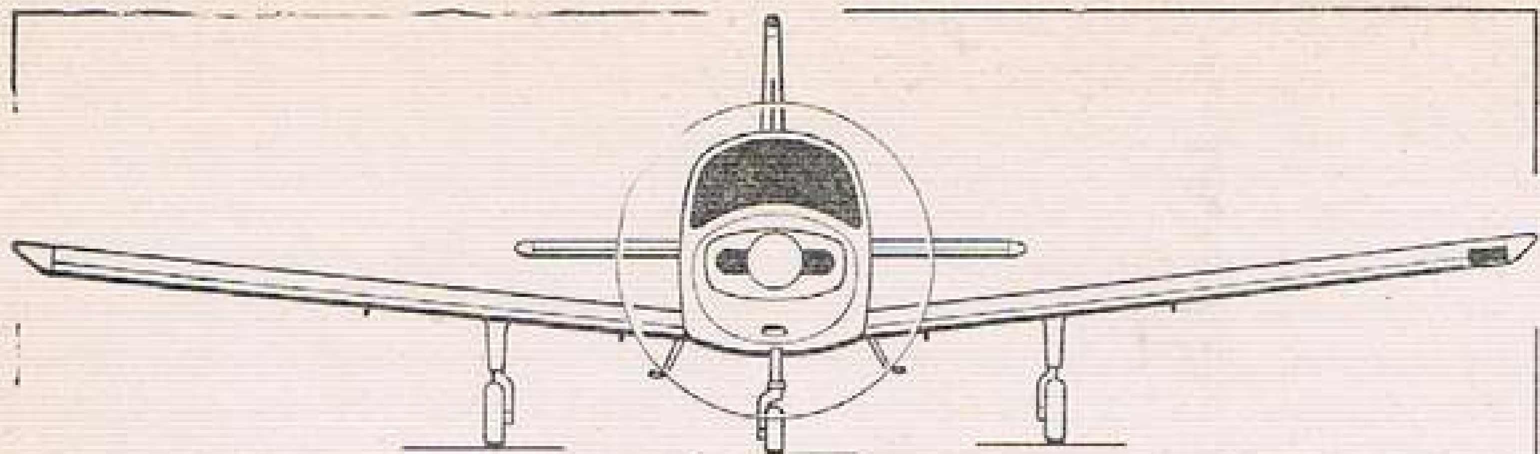
Obecne wersje samolotu Beechcraft „Musketeer" noszą nazwę „Sundowner 180", „Sierra 200" i „Sport 150". Ogółem zbudowano około 4000 samolotów tych wersji. Wersje różnią się głównie zespołem napędowym i udźwigiem. Wersja „Sport 150" jest dwu- (do akrobacji) lub czteromiejscowa, wersja „Sundowner 180" — czteromiejscowa, „Sierra 200" cztero- lub sześciomiejscowa z chowanym podwoziem. Wersja „Sport 150" i „Sundowner 180" są przeznaczone również do szkolenia i treningu. Odmiana akrobacyjna umożliwia wykonywanie podstawowych figur akrobacji.

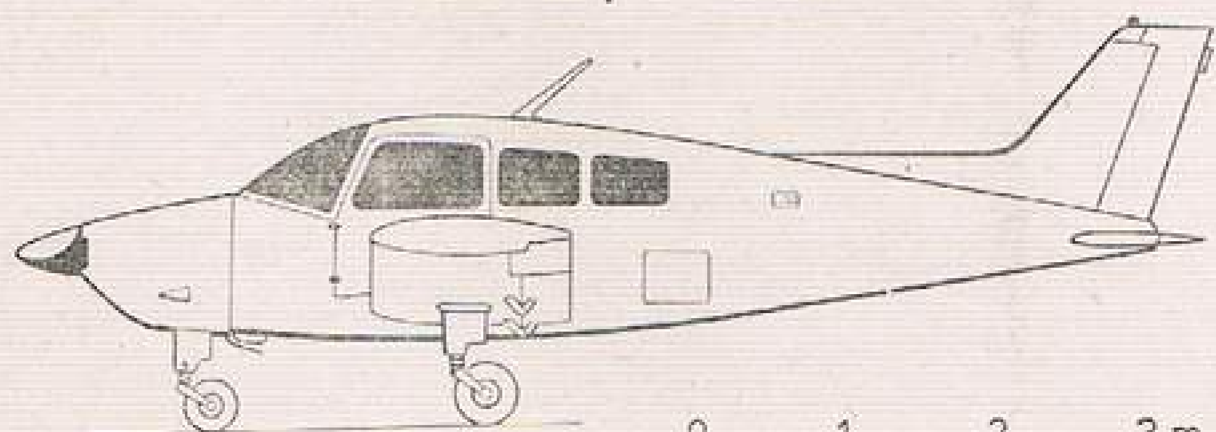
Konstrukcja. (wersje „Sport 150" i „Sundowner 180"). Samolot jest całkowicie metalowym dolnopłatem ze stałym podwoziem. Płat samolotu ma obrys prostokątny, profil NACA 63_2A415 i konstrukcję jednodźwigarową z pracującym kesonem. Pokrycie i podłużnice są klejone do przekładkowych żeber. Lotki szczelinowe, klapy wychylane mechanicznie lub (na życzenie zamawiającego) elektryczne.

Konstrukcja kadłuba jest półskorupowa. W przedniej części konstrukcję nośną stanowi podłoga kabiny i dolna część pokrycia z podłużnicami. Kabina ma dwa miejsca obok siebie. Sterownice zdwojone. Możliwe jest zabudowanie dwóch dodatkowych siedzeń. Usterzenie pionowe skośne, poziome płytowe z klapką dociążającą. Podwozie trójpodporowe z amortyzatorami z krążków gumowych. Hamulce tarczowe, hydrauliczne. Przednie koło sterowane.



Beechcraft „Musketeer Sundowner 180"





Beechcraft „**Musketeer Sport 150**"

W wersji „Sport 150" zastosowano silnik tłokowy Lycoming O-320-E3D o mocy 112 kW, wersji „Sundowner" — Lycoming O-360-A4K o mocy 134 kW. Silniki te napędzają dwułopatowe śmigło o stałym skoku.

Zapas paliwa w zbiornikach skrzydłowych wynosi 216 dm³. Wyposożenie radionawigacyjne zależy od życzeń zamawiającego; wytwórnia oferuje 10 różnych wersji wyposażenia.

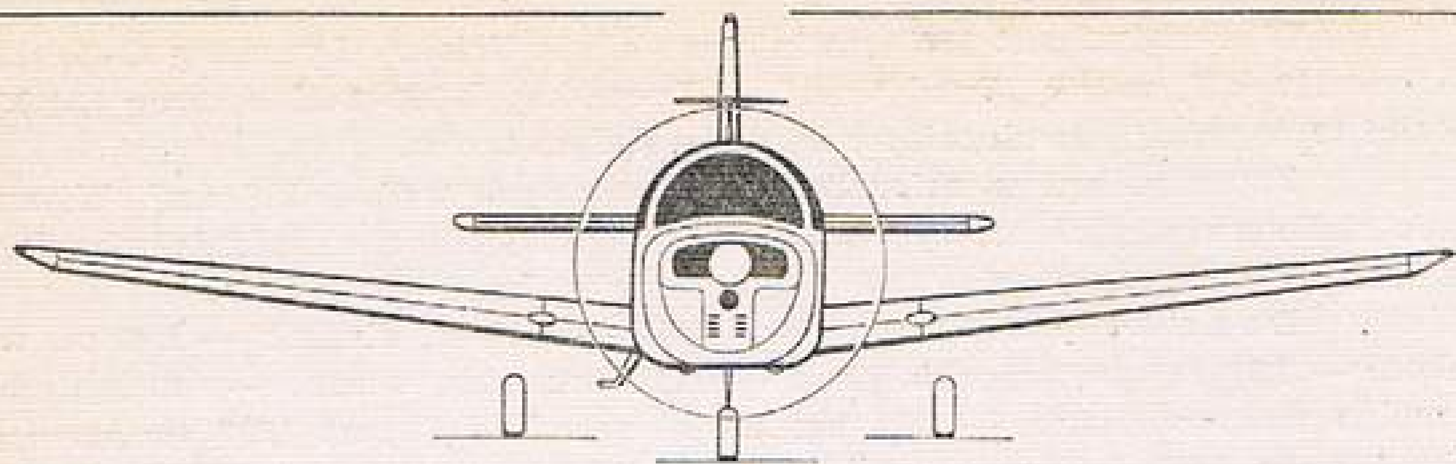
D a n e t e c h n i c z n e. Rozpiętość — 9,98 m, długość — 7,85 m, wysokość — 2,51 m, powierzchnia płata — 13,57 m²; masa własna — 670 kg, maksymalna masa startowa — 975 kg; osiągi samolotu „Sport 150" (w nawiasie „Sundowner 180") przy maksymalnej masie startowej: prędkość maksymalna na wysokości 0 m — 204 (228) km/h, prędkość przelotowa (przy 78% mocy) — 201 km/h, prędkość minimalna w konfiguracji do lądowania — 92 (94,5) km/h, prędkość wznoszenia przy ziemi — 3,8 (4,0) m/s, pułap praktyczny — 3550 (4390) m, długość startu do wysokości 15 m — 498 (596) m, długość lądowania z wysokości 15 m — 516 m (452) m, zasięg maksymalny na wysokości 1370 m z rezerwą na 45 min lotu — 1200 (1100) km.

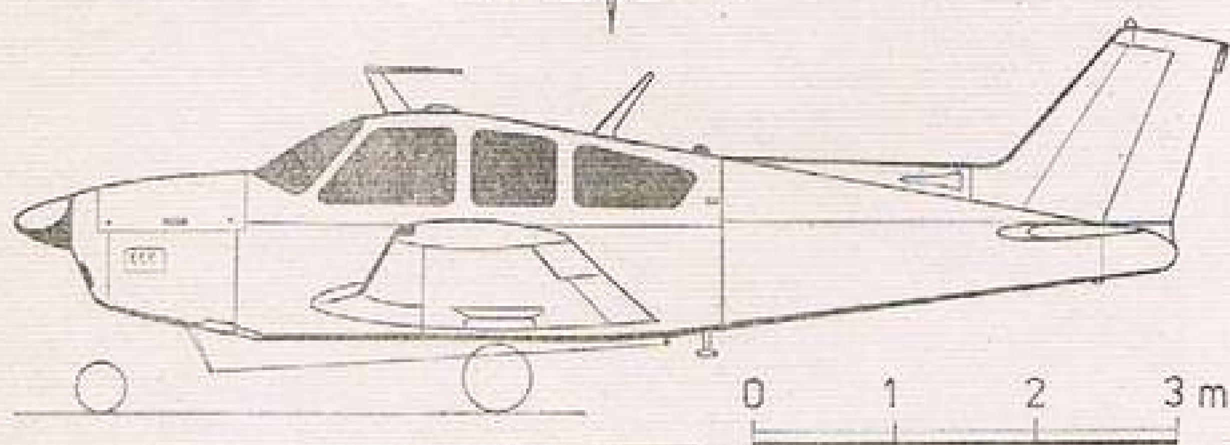
Beechcraft „Bonanza" F33C (USA)

Beechcraft „Bonanza" jest popularnym lekkim czteromiejscowym samolotem produkowanym w dwóch odmianach, z usterzeniem motylkowym — V35 i z klasycznym — F33. Odmiana V35 weszła do produkcji jeszcze w 1947 r. i do 1977 r. zbudowano 10 000 samolotów. Odmiany F33 do 1977 r. zbudowano 2000 szt. (Odmianą ostatnio produkowaną jest F33C). Samolot jest dopuszczony do akrobacji i wykorzystywany do treningu załóg w niektórych towarzystwach lotniczych i w lotnictwie wojskowym kilku państw (np. w Hiszpanii, Meksyku, RFN).



Beechcraft „Bonanza" F33C





Beechcraft „Bonanza" F33C

Konstrukcja. Samolot F33C jest całkowicie metalowym dolnopłatem z chowanym podwoziem. Płat samolotu ma obrys prostokątny, profile: przykadłubowy NACA 23016·5 i 23012 na końcu oraz dwudźwigarową konstrukcję z pracującym pokryciem. Skrzydła wyposażone są w lotki i szczelinowe klapy.

Kadłub ma konstrukcję półskorupową, kabina typu zamkniętego z drzwiami w przedniej jej części. Osobne drzwi również z prawej strony umożliwiają dostęp do bagażnika za tylnymi fotelami (4 fotele indywidualne). Sterownice zdwojone. Kabina ogrzewana i przewietrzana. Usterzenie konwencjonalne z klapkami wyważającymi na obydwóch połówkach steru wysokości. Podwozie trójpodporowe elektrycznie chowane — przednie w kadłub, główne w skrzydła. Przednie koło sterowane. Amortyzatory olejowo-gazowe. Hamulce hydrauliczne tarczowo-pierścieniowe.

Samolot jest wyposażony w silnik Continental IO-520-BA o mocy 212,5 kW, napędzający przestawialne dwułopatowe śmigło o stałej prędkości obrotowej. Zbiorniki w noskach skrzydeł zawierają 280 dm^3 paliwa. Możliwa jest zabudowa dodatkowych zbiorników na końcu skrzydeł.

Wyposażenie VFR lub IFR — zależnie od wymagań użytkownika.

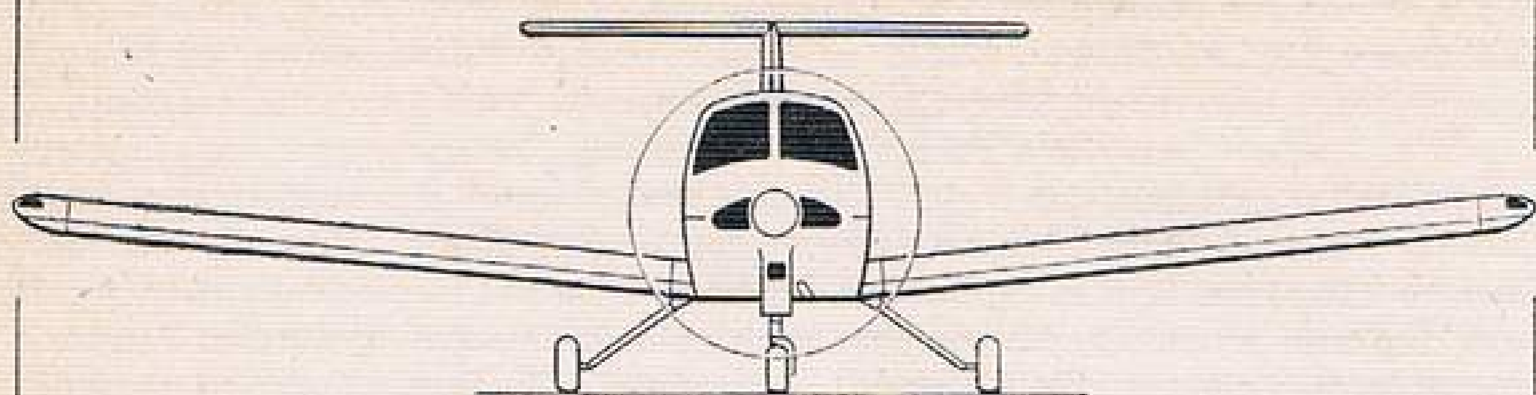
Dane techniczne. Rozpiętość — 10,21 m, długość — 8,13 m, wysokość — 2,51 m, powierzchnia płata — 16,80 m^2; masa własna — 956 kg, maksymalna masa startowa — 1542 kg; osiągi przy maksymalnej masie startowej: prękość maksymalna na wysokości 0 m — 338 km/h, maksymalna prędkość przelotowa (przy średniej masie startowej) na wysokości 1830 — 319 km/h, prędkość minimalna w konfiguracji do lądowania — 94 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 6 m/s, pułap praktyczny — 5445 m, długość startu do wysokości 15 m — 539 m, długość lądowania z wysokości 15 m — 404 m, zasięg z rezerwą na 45 min lotu przy 55% mocy silnika na wysokości 3660 m — 1553 km.

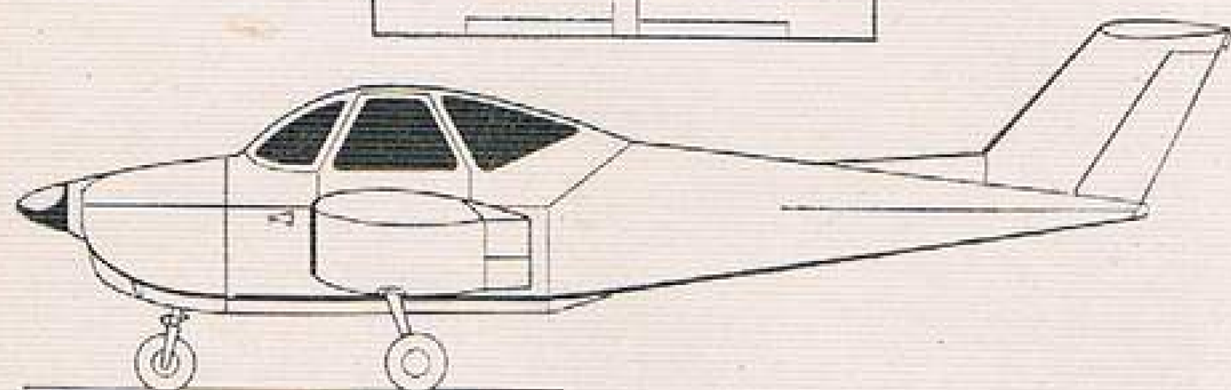
Beechcraft 77 „Skipper" (USA)

W 1973 r. wytwórnia Beechcraft podjęła, trwające 5 lat, prace rozwojowe nad ekonomicznym dwumiejscowym samolotem szkolnym do szkolenia podstawowego.



Beechcraft Model 77 „Skipper"





Beechcraft Model 77 „Skipper"

Prototyp, oznaczony PD 285, dokonał pierwszego lotu w lutym 1975 r. Został on następnie zmodyfikowany, otrzymał usterzenie w układzie „T". W kwietniu 1979 r. „Skipper" uzyskał certyfikat FAA. Następnie rozpoczęto dostarczanie samolotów seryjnych — najpierw do szkół prowadzonych przez wytwórnię (Beech Aero Centers).

K o n s t r u k c j a. Jest to dwumiejscowy dolnopłat wyposażony w stałe podwozie. Płat o dużym wydłużeniu ma obrys prostokątny, profil nadkrytyczny GAW-1, charakteryzujący się dużym współczynnikiem siły nośnej. Konstrukcja jest dwudźwigarowa, dźwigar główny ma konstrukcję rurową, zwiniętą z blachy ze stopu lekkiego i klejoną. Pokrycie jest przyklejone do dźwigara głównego tylnego i żeber. Skrzydła są wyposażone w lotki i klapy na spływie. Miejsca pilota i instruktora usytuowane są obok siebie. Z obydwóch stron kabiny drzwi wejściowe. Oszklenie kabiny przydymione. Kadłub ma konstrukcję półskorupową.

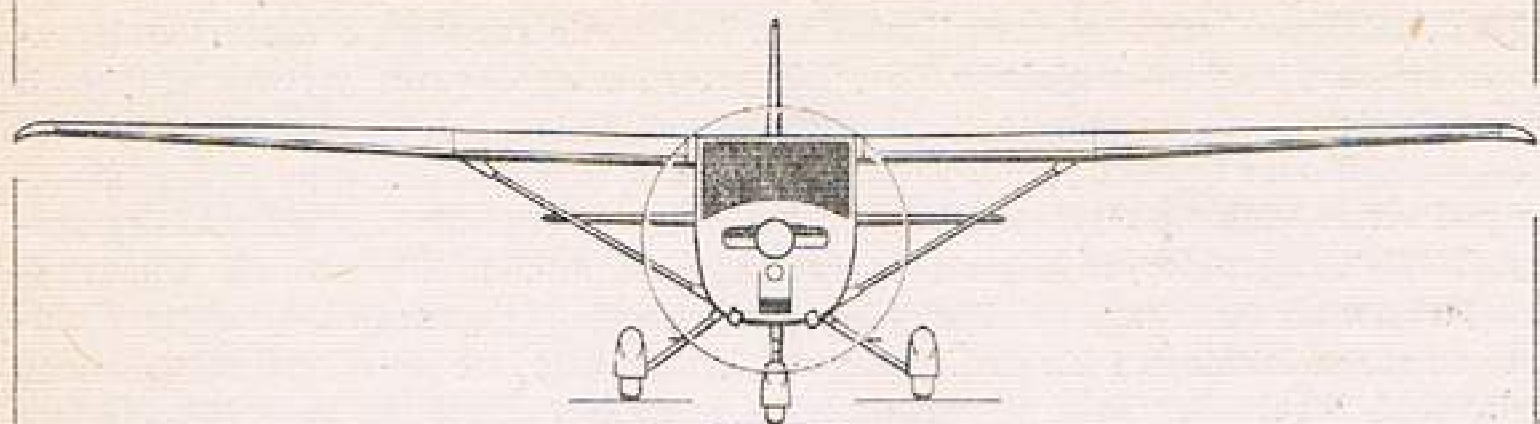
Usterzenie w układzie „T" ze statecznikiem poziomym o stałym kącie ustawienia. Na obydwóch połówkach steru wysokości — klapki wyważające. Podwozie jest trójpodporowe z przednim kołem sterowanym. Samolot jest wyposażony w silnik Lycoming O-235-L2C o mocy 85,5 kW, napędzający metalowe śmigło Sensenich o stałym skoku. Integralne zbiorniki w skrzydłach mają pojemność 110 dm^3.

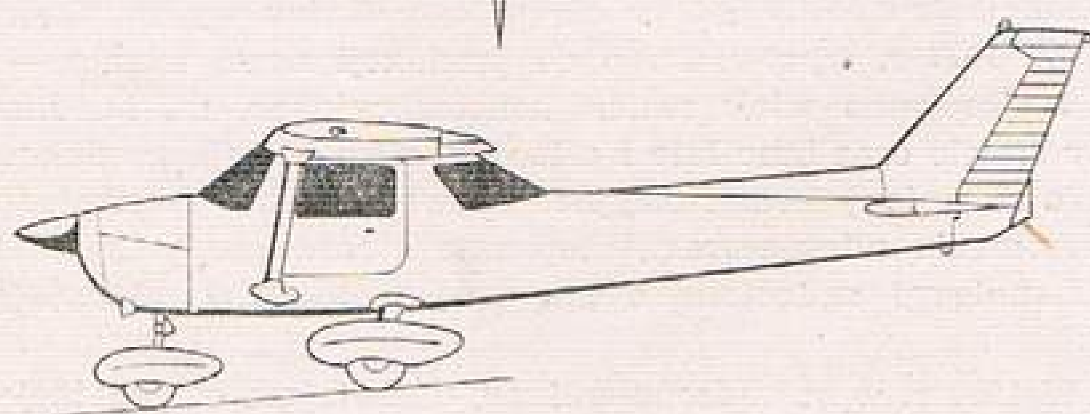
D a n e t e c h n i c z n e. Rozpiętość — 9,14 m, długość — 7,29 m, wysokość — 2,30 m; masa własna — 499 kg, maksymalna masa startowa i do lądowania — 760 kg; maksymalna prędkość przelotowa na wysokości 1370 m — 195 km/h, ekonomiczna prędkość przelotowa na wysokości 1370 m — 163 km/h, prędkość minimalna z wychylonymi klapami — 87 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 3,65 m/s, pułap praktyczny — 3930 m, długość startu do wysokości 15 m — 390 m, długość lądowania z wysokości 15 m — 400 m, maksymalny zasięg przy ekonomicznej prędkości (53% mocy) na wysokości 2590 m z rezerwą paliwa — 766 km.

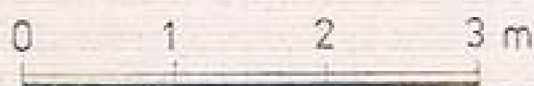
Cessna 152 (USA)

Prototyp dwumiejscowego samolotu Cessna 150, przeznaczonego głównie do szkolenia, został oblatany w 1957 r., a skierowano go do produkcji w roku następnym. Produkcja trwała 19 lat (w ciągu tego okresu wyprodukowano 23 826 samolotów). W 1977 r. wprowadzono do produkcji nową wersję — Model 152 — w której zastosowano wiele zmian konstrukcyjnych, m. in. silnik o większej mocy, inne śmigło oraz inne łoże i osłony silnika. Wersja produkowana w 1979 r. ma dodatkowe zmiany konstrukcyjne: unowocześniony system zapłonowy, nowy system sterowania alternatorem, ulepszone sterowanie przepustnicą, zmieniony cylinder hamulca i zmienioną osłonę przodu kadłuba, ułatwiającą dostęp do silnika.

W 1980 r. wprowadzono zmiany, ułatwiające eksploatację podczas mrozów (m. in. zmodyfikowany rozrusznik, zdowojny system odlodzania wiatrochronu i ulepszony system ogrzewania). Samolot jest budowany w następujących wersjach: standardowej, wersji o wzbogaconym wyposażeniu Model 152/II oraz akrobacyjnej — Model 152 „Aerobat".







Cessna Model 152

„Aerobat" ma wzmocnioną konstrukcję i jest dostosowany do akrobacji przy przeciążeniach od +6 do −3 przy maksymalnej masie startowej. Masa własna samolotu jest nieco większa w porównaniu z konstrukcją Model 152 Standard. Osiągi są nieco niższe. Francuskie wersje, produkowane przez wytwórnię Reims Aviation, noszą oznaczenia F-150, F-152, FA-152 „Aerobat".

Do 1 stycznia 1979 r. zbudowano 3569 samolotów Cessna Model 152 (łącznie ze zbudowanymi we Francji 129 samolotami, na podstawie licencji).

Konstrukcja. Jest to dwumiejscowy górnopłat przeznaczony do szkolenia, a także turystyki.

Płat jest całkowicie metalowy o niewielkim wzniosie. Środkowa część płata ma obrys prostokątny, skrzydła zewnętrzne — trapezowy. Zastosowano profil NACA 2412, lotki typu Frise i szczelinowe klapy na spływie. Skrzydła są podparte pojedynczymi zastrzałami.

Kadłub jest półskorupowy. Miejsca w kabinie są umieszczone obok siebie. Za siedzeniami, których oparcia są odchylane do przodu, znajduje się bagażnik na 54 kg. Kabina jest klimatyzowana. Przednie oszklenie odladzane. Usterzenie jest standardowe — pionowe skośne. Na sterze wysokości znajduje się klapka wyważająca. Podwozie jest trójpodporowe stałe z przednim kołem. Goleni podwozia bez amortyzatora w postaci belek sprężystych. Przednie podwozie wyposażone jest w amortyzator olejowo-gazowy i sterowane koło. Koła główne hamowane hamulcami tarczowymi. Na życzenie zamawiającego koła mogą być wyposażone w owiewki, które powiększają prędkość o ok. 3,7 km/h.

Samolot jest wyposażony w silnik tłokowy Lycoming O-235-L2C o mocy 82 kW, napędzający śmigło o stałym skoku. Zbiorniki paliwa w płacie mają pojemność 98 dm^3. Na życzenie zamawiającego mogą być montowane zbiorniki o zwiększonej pojemności 142 dm^3.

Wyposażenie radionawigacyjne samolotu uzależnione jest od życzeń zamawiającego. Należy do niego zestaw radiołączności (series 300), zestaw nawigacyjny (series 300) ze wskaźnikiem VOR/ILS (lub VOR/LOC), odbiornik radiomarkera i radiokompas. Do standardowego wyposażenia samolotu należą: wskaźnik przeciągnięcia, oświetlenie tablicy przyrządów o zmiennej intensywności, oświetlenie kabiny, pasy bezpieczeństwa. Na życzenie zamawiającego w



Reims FA-152 „Aerobat"

samolocie są zabudowywane: wskaźnik prędkości rzeczywistej, ogrzewana rurka Pitota, różnokierunkowa lampa błyskowa, precyzyjny wysokościomierz, awaryjny nadajnik położenia (radiostacja rozbitka) i in.

Dane techniczne. Rozpiętość — 9,97 m, długość — 7,34 m, wysokość — 2,59 m, powierzchnia płata — 14,6 m²; masa własna — 502 kg, maksymalna masa startowa — 757 kg; prędkość maksymalna na wysokości 0 m — 204 km/h, maksymalna prędkość przelotowa na wysokości 2440 m przy 75% mocy — 198 km/h, prędkość minimalna z wychylonymi klapami do lądowania — 80,5 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 3,6 m/s, długość startu do wysokości 15 m — 408 m, długość lądowania z wysokości 15 m — 366 m, maksymalny zasięg z większymi zbiornikami — 1278 km.

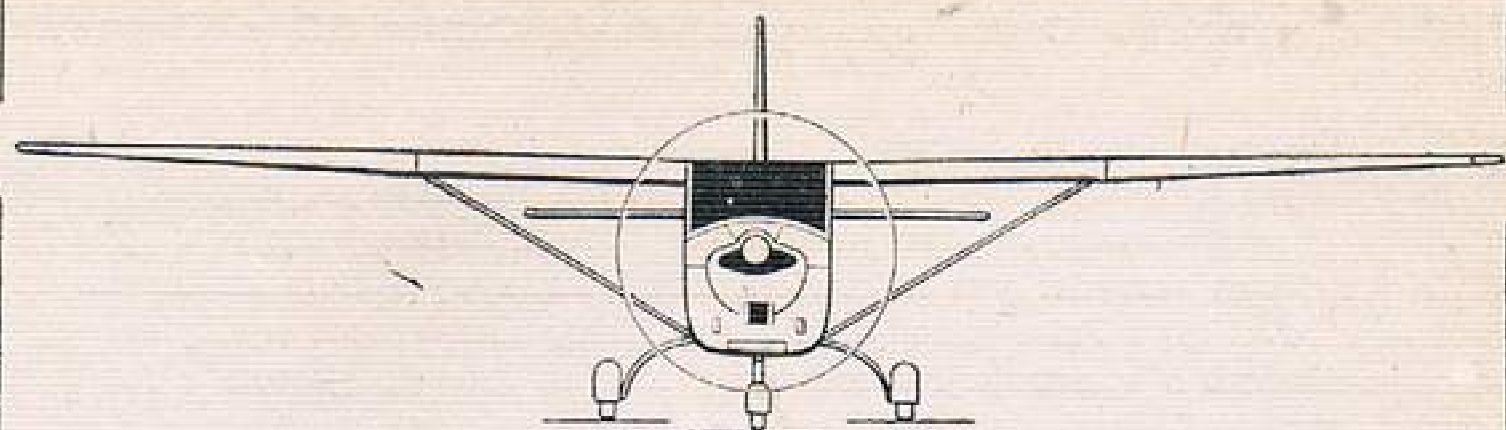
Cessna 172 „Skyhawk" oraz R172E (USA)

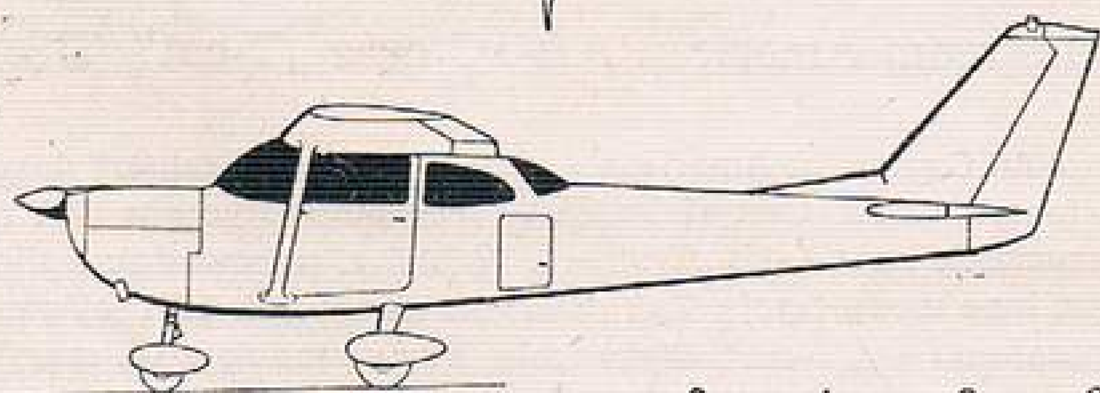
Samolot Cessna 172 „Skyhawk" był produkowany przez wytwórnię Cessna w kilku odmianach. Do 1 stycznia 1979 r. zbudowano 30 654 szt., w tym 1659 szt. wersji F-172, produkowanej we Francji. Jedną z odmian jest samolot szkolny T-41A, zbudowany w liczbie 237 sztuk. Szkolony uczeń przelatuje na nim 30 godzin przed przejściem na samolot T-37B. Nowszą wersją samolotu Cessna 172 jest R172E.

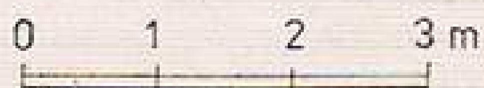
Do opracowania samolotu R172E przystąpiono w 1963 r. Prototyp wyposażono w silnik Continental O-360 o mocy 134 kW, który w wersji seryjnej zmieniono na silnik IO-360 o mocy 156,5 kW, z wtryskiem paliwa, napędzający śmigło o stałej prędkości obrotowej. Samolot otrzymał certyfikat w 1964 r. W sierpniu 1966 r. lotnictwo wojsk lądowych USA zamówiło 255 samolotów oznaczonych T-41B, przeznaczonych do szkolenia. Ich produkcję zakończono w marcu 1967 r. W październiku 1967 r. lotnictwo USA zamówiło 45 samolotów, ale wyposażonych w śmigło o stałym skoku. Ogółem zbudowano 311 samolotów w tej wersji (łącznie z eksportową wersją T-41D). Wersja znana pod nazwą „Remis Rocket" weszła do produkcji licencyjnej we Francji. Samolot jest też produkowany w wersji Ces-



Cessna R172E







Cessna R172E

sna Model R172 „Hawk XP" z silnikiem o mocy — 145 kW, Continental IO-360. W 1979 r. wytwórnia Cessna opracowała wersję Cuttlas RG z chowanym podwoziem.

Konstrukcja. Samolot Cessna 172 (R172E) jest górnopłatem zastrzałowym o stałym trójpodporowym podwoziu. Płat ma charakterystyczny obrys dla górnopłatów, produkowanych przez wytwórnię Cessna. Zastosowano profil NACA 2412. Konstrukcja skrzydeł jest całkowicie metalowa, z wyjątkiem laminatowych końcówek. Lotki typu Frise (zmodyfikowane). Klapy szczelinowe wychylane elektrycznie. Kadłub o konstrukcji skorupowej. Kabina czteromiejscowa z fotelami w dwóch parach. Z obydwóch stron kabiny drzwi wejściowe zawieszone z przodu. Bagażnik (54 kg) w tyle kabiny dostępny z zewnątrz przez drzwi w lewej strony kadłuba. Kabina ogrzewana i przewietrzana. Usterzenie klasyczne. Klapka wyważająca na prawej połówce steru wysokości. Podwozie stałe trójpodporowe. Golenie podwozia głównego — sprężyste. Przednie podwozie jest sterowane i wyposażone w amortyzator olejowo-gazowy. Hamulce hydrauliczne tarczowe.

W wersji 172 zastosowano silnik tłokowy Lycoming O-320-H2AD o mocy 119 kW, napędzający dwułopatowe śmigło o stałym skoku. Zapas paliwa w dwóch zbiornikach skrzydłowych wynosi 163 dm³ lub przy powiększonych zbiornikach — 204 dm³. Wersja R172E ma silnik IO-360-D i przestawialne śmigło McCauley o stałej prędkości obrotowej. Zapas paliwa wynosi 197 dm³. Instalacja elektryczna 28 V. Wyposażenie, uzależnione od przeznaczenia samolotu, umożliwia wykonywanie lotów w warunkach IFR.

Dane techniczne (w nawiasach dane wersji R172E). Rozpiętość — 10,92 m, długość — 8,20 m, wysokość — 2,68 m powierzchnia płata — 16,17 m²; masa własna — 636 kg, maksymalna masa startowa — 1043 (1156) kg; osiągi przy maksymalnej masie startowej: prędkość maksymalna na wysokości 0 m — 232 (246) km/h, maksymalna prędkość przelotowa na wysokości 2440 (1675) m — 225 (233) km/h, prędkość minimalna z wychylonymi klapami — 82 (85) km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 3,9 (4,7) m/s, pułap praktyczny — 4330 (5180) m, długość startu do wysokości 15 m — 439 (375) m, długość lądowania z wysokości 15 m — 381 (387) m, maksymalny zasięg z rezerwą paliwa na 45 min lotu — 1168 (1625) km/h.

Gulfstream American AA-1C oraz „T-cat" (USA)

Prototyp samolotu Grumman American Aviation AA-1A „Trainer" dokonał pierwszego lotu w marcu 1970 r. Certyfikat FAA otrzymał w styczniu 1971 r. W 1973 r. zmieniono oznaczenie na AA-1B „Trainer". W 1977 r. wprowadzono silnik o większej mocy oraz inne modyfikacje. Tak powstała wersja AA-1C i jej odmiana o bogatszym wyposażeniu — „T-cat". Wytwórnia, która produkowała samoloty AA-1C i „T-cat", przyjęła nazwę Gulfstream American. Produkcja obydwóch wymienionych wersji została zakończona.

Konstrukcja. Samolot AA-1C jest dwumiejscowym całkowicie metalowym dolnopłatem. Płat ma obrys prostokątny o konstrukcji jednodźwigaro-

wej. Dźwigar rurowy jest zarazem zbiornikiem paliwa. Pokrycie i żebra klejone. Lotki i klapy mają konstrukcję klejoną (żebra przekładkowe). Klapy wychylane elektrycznie.

Kadłub ma konstrukcję półskorupową (tył), częściowo przekładkową (zespół kabiny). W kabinie są umieszczone obok siebie dwa indywidualne fotele. Kabina ogrzewana i przewietrzana. Osłona kabiny jest odsuwana do tyłu. Sterownice zdwojone. Usterzenie jest klasyczne. Na sterze wysokości kombinowana klapka wyważająca i dociążająca. Podwozie trójpodporowe stałe. Golenie podwozia głównego laminatowe, sprężyste bez amortyzatorów, goleń przednia z wygiętej rury stalowej. Hamulce hydrauliczne tarczowe.

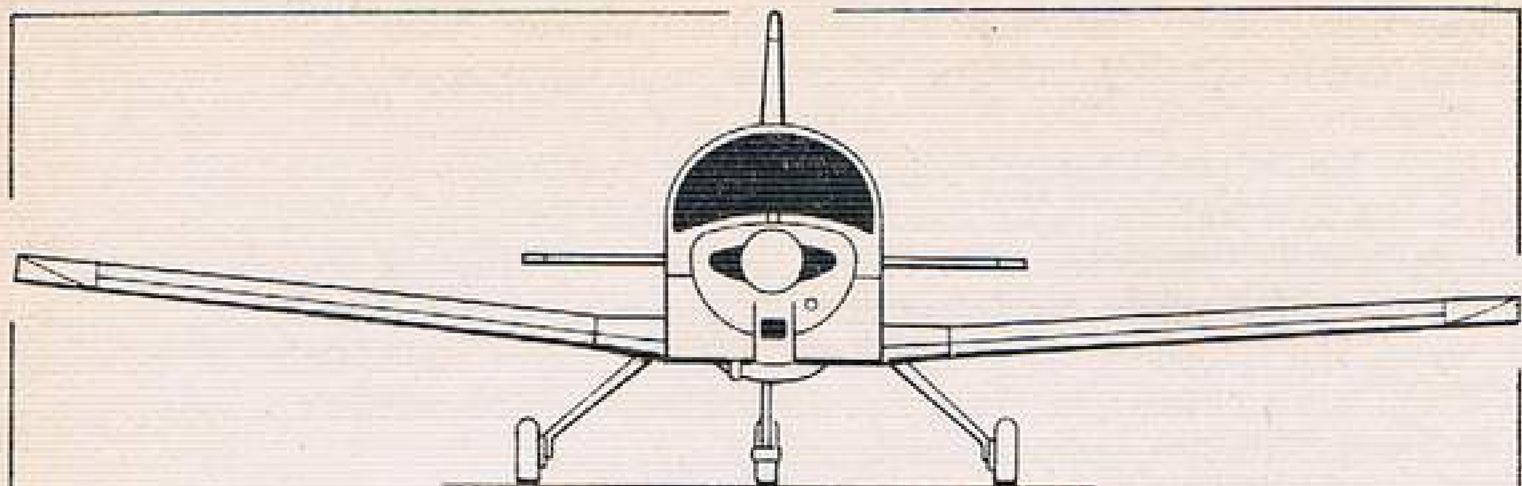
Samolot jest wyposażony w silnik tłokowy Lycoming O-235-L2C, napędzający dwułopatowe śmigło Sensenich o stałym skoku. Zbiorniki w dźwigarze mieszczą 91 dm^3 paliwa.

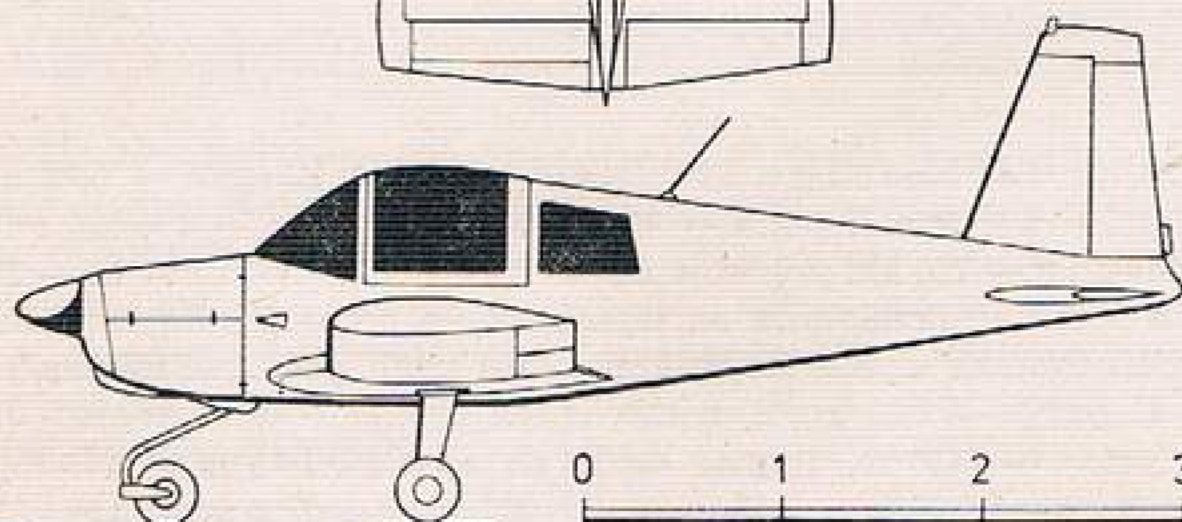
Wyposażenie radionawigacyjne samolotu składa się z radiostacji VHF oraz urządzenie pokładowe VOR/LOC (może być bardziej rozbudowane).



Gulfstream American AA-1C

D a n e t e c h n i c z n e. Rozpiętość — 7,46 m, długość — 5,86 m, wysokość — 2,29 m, powierzchnia płata — 9,38 m^2; masa własna — 454 kg, masa startowa do lądowania — 726 kg; prędkość maksymalna na wysokości 0 m — 219 km/h, maksymalna prędkość przelotowa na wysokości 915 m — 208 km/h, ekonomiczna prędkość przelotowa na wysokości 3050 m — 180 km/h, prędkość minimalna z wychylonymi klapami — 96,5 km°h, maksymalna prędkość wznoszenia — 3,8 m/s, pułap praktyczny — 3625 m, długość startu do wysokości 15 m — 466 m, długość lądowania z wysokości 15 m — 343 m, maksymalny zasięg na wysokości 3050 m — 698 km.





Gulfstream American AA-1C

Piper PA-18-150 „Super Cub" (USA)

Samolot PA-18 otrzymał certyfikat FAA w listopadzie 1949 r. Do lutego 1978 r. wyprodukowano przeszło 40 000 samolotów. Wersja samolotu PA-18-150 „Super Cub" ma zmodyfikowane klapy w stosunku do poprzednich wersji. Samolot jest lekkim górnopłatem o konstrukcji mieszanej, dwumiejscowym o posobnym usytuowaniu miejsc. Wyposażony jest w zdwojone sterownice i jest używany jako sportowy oraz szkolny.

K o n s t r u k c j a. Płat samolotu ma obrys prostokątny, profil USA 35B o względnej grubości 12%, konstrukcję ze stopu lekkiego, krytą tkaniną, laminowaną warstewką ogniodporną Duraclad. Lotki i klapy na spływie — ze stopu lekkiego. Płat podparty zastrzałami „V" z dodatkowym podparciem w połowie zastrzału.

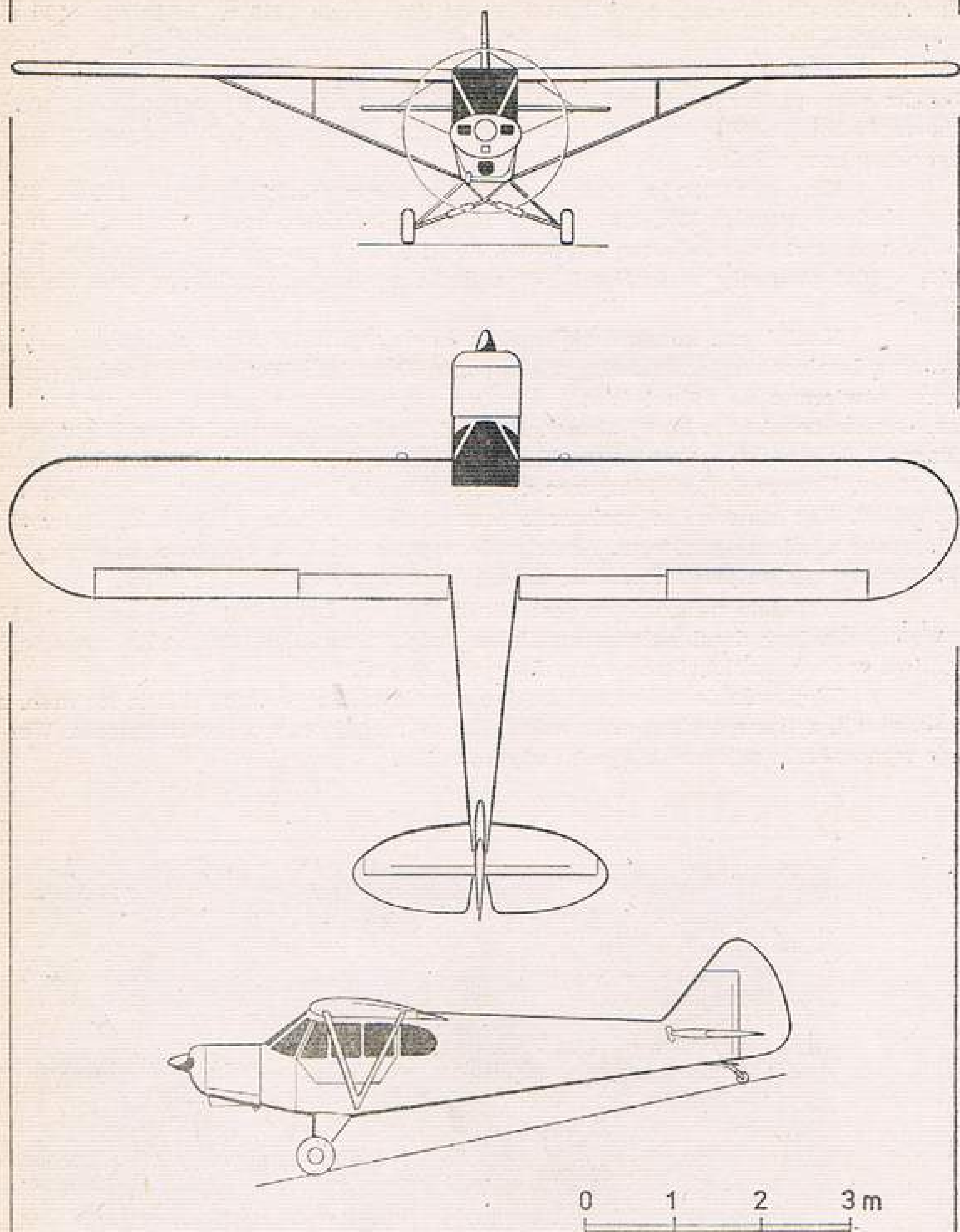
Kadłub ma konstrukcję kratownicową, spawaną z rur stalowych krytą tkaniną laminowaną warstewką ogniodporną Duraclad. Wejście do kabiny przez drzwi otwierane do dołu i (okno) do góry, usytuowane z prawej strony kadłuba. Odsuwane okna z lewej strony. Przedni fotel regulowany, kabina klimatyzowana. Tylne siedzenie można szybko demontować. Za tylnym fotelem bagażnik na 22 kg. Usterzenie jest klasyczne z rur stalowych krytych tkaniną laminowaną Duraclad. Kąt statecznika poziomego przestawiany w celu wyważenia. Podwozie klasyczne z kołem ogonowym. Amortyzatory gumowe. Koło ogonowe na wysięgniku sprężynującym jest sterowane. Koła główne wyposażone w hamulce.

Zespołem napędowym jest silnik tłokowy Lycoming O-320 o mocy 112 kW, napędzający dwułopatowe metalowe śmigło Sensenich. Całkowita zawartość paliwa w dwóch zbiornikach skrzydłowych 136 dm³.

Wyposażenie radionawigacyjne samolotu „Super Cub" składa się m.in. z radiostacji, z transpondera oraz wskaźnika ostrzegającego o przeciągnięciu. Wersje wyposażenia zależne od życzeń użytkownika.



Piper PA-18-150



Piper PA-18-150

Dane techniczne. Rozpiętość — 10,73 m, długość — 6,88 m, wysokość — 2,02 m, powierzchnia płata — 16,58 m², masa własna — 429 kg, maksymalna masa startowa — 794 kg; maksymalna prędkość przelotowa — 208 km/h, ekonomiczna prędkość przelotowa — 169 km/h, prędkość minimalna z wychylonymi klapami — 69 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 4,9 m/s, pułap praktyczny — 5795 m, długość startu do wysokości 15 m — 153 m, długość lądowania z wysokości 15 m — 270 m, zasięg z maksymalnym zapasem paliwa i ładunkiem — 735 km.

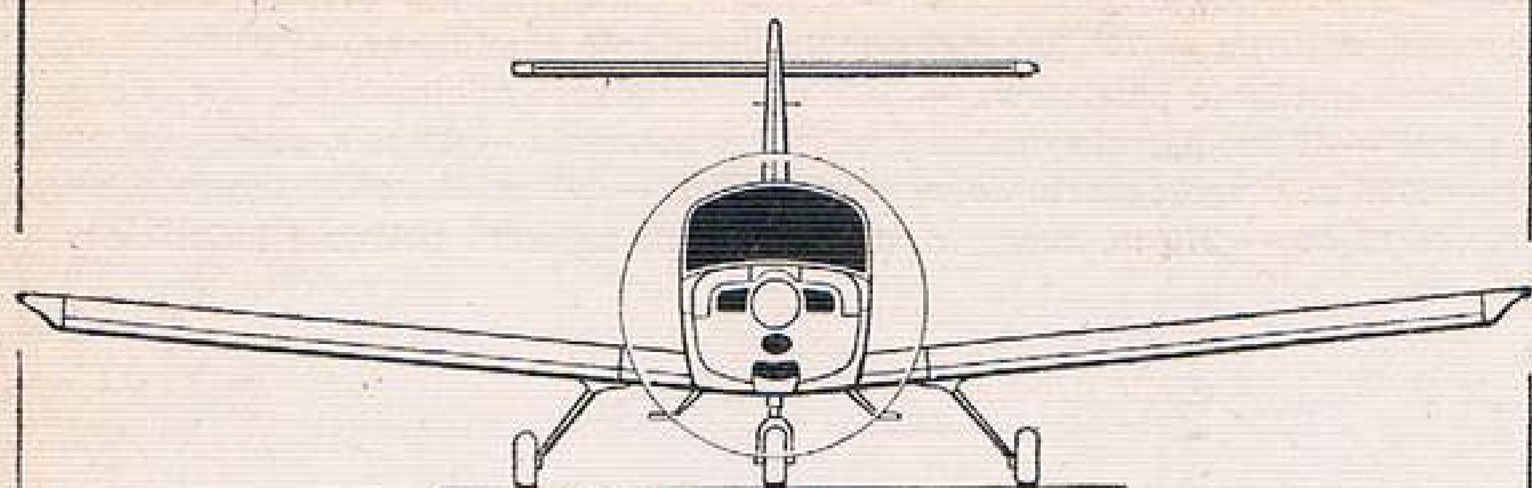
Piper PA-38 „Tomahawk" (USA)

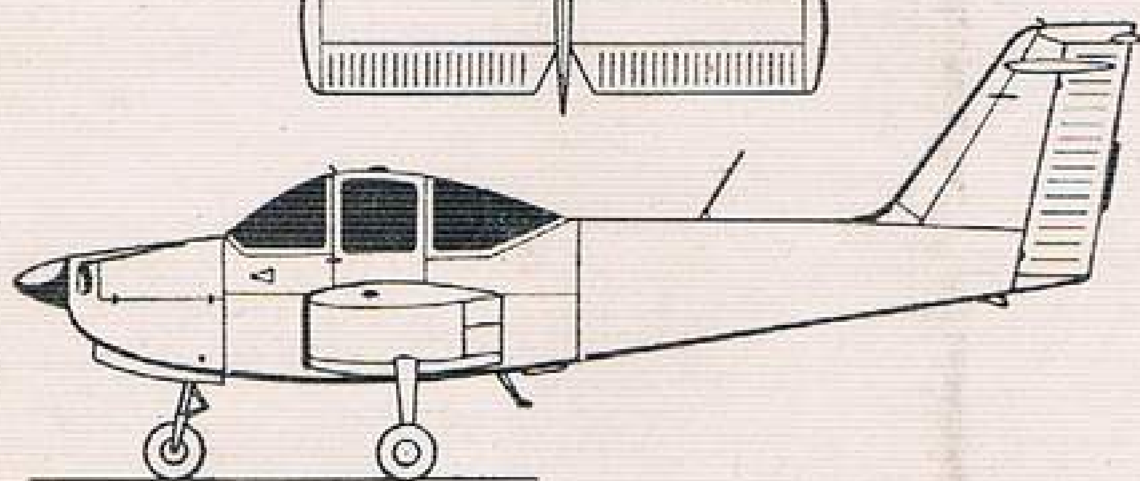
W październiku 1977 r. wytwórnia Piper Aircraft Corporation przedstawiła dane nowego samolotu szkolnego, którego założenia zostały opracowane na podstawie wyników ankiety przeprowadzonej wśród 10 000 instruktorów pilotażu. Prototyp tego samolotu otrzymał certyfikat FAA w grudniu 1977 r. i na wiosnę 1978 r. podjęto jego produkcję seryjną. Do końca 1979 r. zbudowano około 2000 sztuk. W Wielkiej Brytanii wytwórnia Shorts Brothers Ltd. podjęła licencyjną produkcję samolotu. Równolegle z rozwinięciem produkcji seryjnej prowadzono prace nad udoskonaleniem konstrukcji (około 30 zmian konstrukcyjnych wprowadzono w produkcji i podczas okresowych przeglądów).

Konstrukcja. Płat ma profil Whitcomba NASA GA(W)-1 o dość dużej grubości (17%), duże wydłużenie (9,27) i małą cięciwę (1,12 m). Dzięki takiej konfiguracji uzyskano dużą siłę nośną przy małym oporze i prawidłową charakterystykę przeciągnięcia, co potwierdziły badania tunelowe, a następnie próby w



Piper PA-38 „Tomahawk"





Piper PA-38 „Tomahawk"

locie. Płat jest wyposażony w lotki i trójpołożeniowe klapy na spływie (maksymalne wychylenie klap wynosi 30°).

Kadłub ma konstrukcję półskorupową. W przedniej części kadłuba za ścianą ogniową usytuowana jest dwumiejscowa kabina z regulowanymi fotelami (w kierunku pionowym i poziomym), usytuowanymi obok siebie i zdwojonymi sterownicami. Na pulpicie między fotelami znajdują się dźwignie wychylenia klap, dźwignie wyważenia oraz zamocowanie mikrofonu. Kabina jest dostępna przez drzwi z obydwóch stron kadłuba. Drzwi zawieszone są z przodu. Usterzenie ma układ „T" z laminatowymi końcówkami stateczników. Usterzenie poziome charakteryzuje się prostokątnym obrysem, pionowe jest skośne. Podwozie jest trójpodporowe. Przednie podwozie wyposażone jest w amortyzator olejowo-gazowy. Golenie podwozia głównego bez amortyzatorów, wykonane jako belki sprężyste. Koła wyposażone w hamulce.

Silnik tłokowy Lycoming O-235-L2C o mocy 83,5 kW, napędza dwułopatowe śmigło Sensenich o stałym skoku. Zbiorniki integralne w skrzydłach zawierają 121 dm^3 paliwa.

Wyposażenie radionawigacyjne samolotu składa się m.in. z precyzyjnego wysokościomierza, akustycznego wskaźnika przeciągnięcia, radiostacji korespondencyjnej 720-kanałowej oraz odbiornika nawigacyjnego z przetwornikiem VOR/LOC. Wytwórnia oferuje kilka wersji wyposażenia nawigacyjnego.

Dane techniczne. Rozpiętość — 10,36 m, długość — 7,06 m, wysokość — 2,77 m, powierzchnia płata — 11,59 m^2; masa własna — 494 kg, maksymalna masa startowa — 757 kg, masa do lądowania — 757 kg; prędkość maksymalna na wysokości 0 m — 202 km/h, maksymalna prędkość przelotowa na wysokości 2165 m — 200 km/h, prędkość minimalna z wychylonymi klapami — 85 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 3,5 m/s, pułap praktyczny — 3917 m, długość startu do wysokości 15 m — 427 m, długość lądowania z wysokości 15 m — 419 m, maksymalny zasięg przy 65% mocy silnika — 807 km.

FAA AS.202 „Bravo" (Szwajcaria)

W wyniku umowy pomiędzy włoską wytwórnią SIAI-Marchetti a szwajcarską Flug- und Fahrzeugwerke AG — FAA został opracowany szkolny i sportowy samolot AS.202 „Bravo". Na pierwszym prototypie AS.292/15, zmontowanym w Szwajcarii, dokonano pierwszego lotu w marcu 1969 r., na drugim prototypie zmontowanym we Włoszech — w maju, a na trzecim — w czerwcu tego samego roku. Pierwszy samolot seryjny ukończono w grudniu 1971 r. Samolot jest budowany obecnie przez FFA w trzech wersjach. Pierwsza wersja, AS.202/15, wyposażona w silnik 112 kW, uzyskała certyfikat szwajcarski w sierpniu 1972 r. Zamówiono 32 samoloty tej wersji. Druga wersja, AS.202/18A, dopuszczona do akrobacji, wyposażona w silnik o mocy 134 kW, uzyskała certyfikat w grudniu 1975 r. i znajduje się w produkcji seryjnej (w 1978 r. zamówiono 72 szt.). Wersja trzecia, AS. 202/26A, wyposażona w silnik o mocy 194 kW jest przeznaczona do treningu i akrobacji. Dokonała pierwszego lotu w 1978 r.

Konstrukcja. Samolot jest trzymiejscowym dolnopłatem, wyposażonym w stałe podwozie. Płat ma jednodźwigarową konstrukcję typu *„fail-safe"*.

Pokrycie przekładkowe laminatowe. Zastosowano zmodyfikowany profil NACA 63_2618 w części środkowej płata i 63_2415 na końcu skrzydeł. Klapy i lotki są szczelinowe.

Kadłub ma konstrukcję półskorupową typu *„fail-safe"*. Kabina trzymiejscowa z dwoma przednimi miejscami obok siebie. Osłona kabiny odsuwana do tyłu. Kabina jest klimatyzowana. Ustrzenie o obrysie trapezowym ma konstrukcję jednodźwigarową. Ster kierunku wyważony masowo. Na prawej połówce steru wysokości klapka wyważająca. Podwozie trójpodporowe o kołach pojedynczych. Przednie koło sterowane. Amortyzatory poduszkowo-gumowe. Hamulce hydrauliczne, tarczowe.

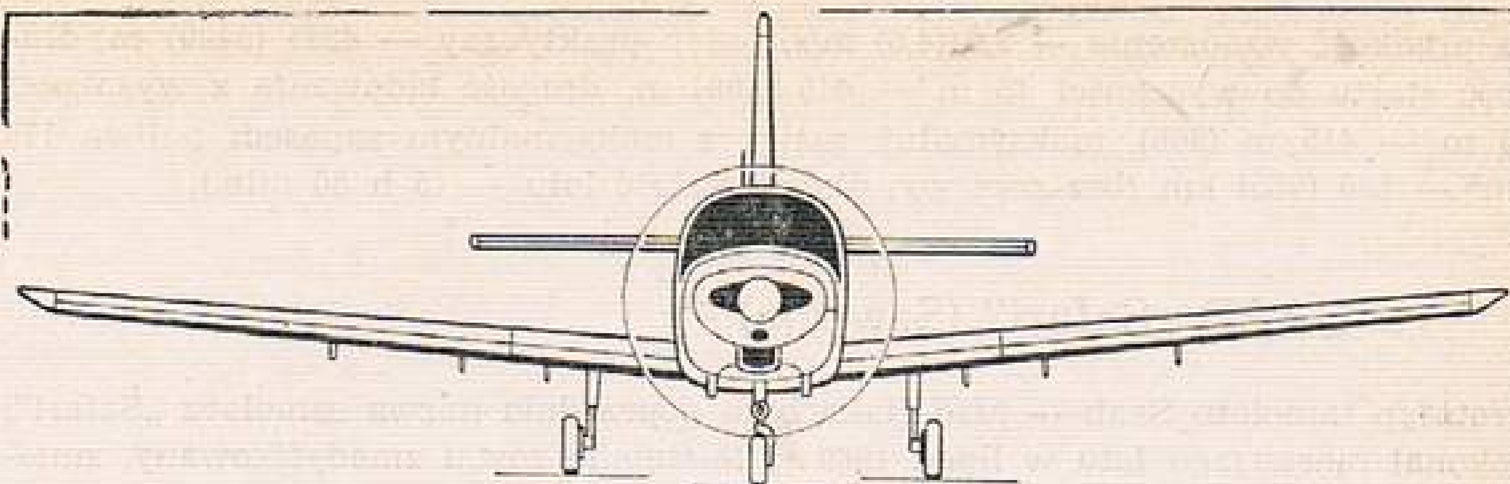
Samolot w wersji AS.202/15 jest wyposażony w silnik Lycoming O-320-E2A o mocy 112 kW, napędzający dwułopatowe śmigło o stałym skoku, wersji AS.202/18A ma silnik Lycoming AEIO-360-B1F o mocy 134 kW, napędzający dwułopatowe przestawialne śmigło Hartzell, o stałej prędkości obrotowej, wersji AS.202/26A ma silnik Lycoming o mocy 194 kW, napędzający śmigło Hartzell o stałej prędkości obrotowej.

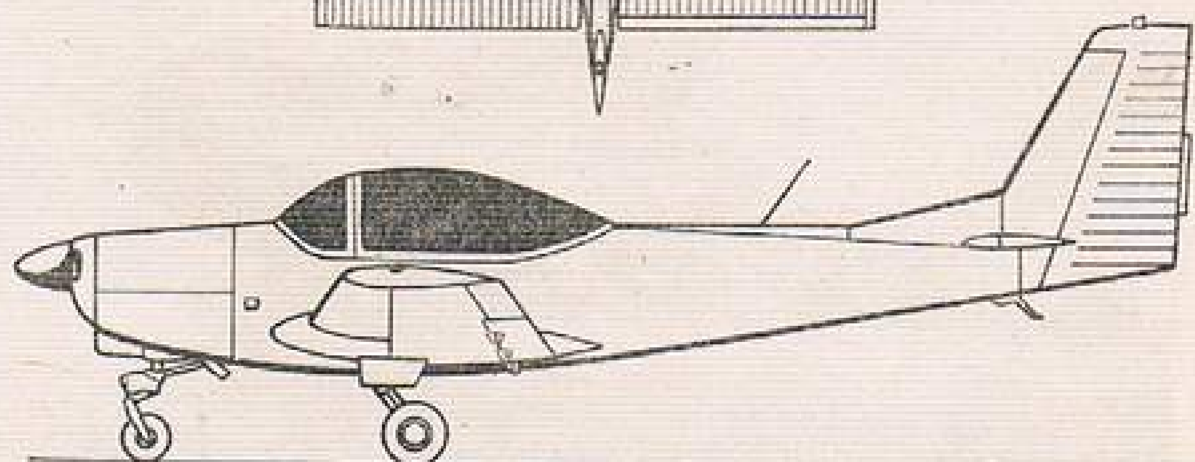
Instalacja elektryczna 12 V. Wyposażenie radionawigacyjne składa się m.in. z radiostacji VHF, urządzenia pokładowego VOR, radiokompasu, autopilota Nav-O-Matic 200A, wyposażenia do lotów bez widoczności oraz innego wyposażenia, zależnie od życzeń zamawiającego.

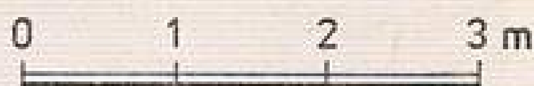


FFA AS.202/18A

D a n e t e c h n i c z n e AS.202/15 (w nawiasach dane wersji AS.202/18A. Rozpiętość — 9,75 m, długość — 7,50 m; masa własna — 630 (700) kg, maksymalna masa startowa — 885 (950) kg; prędkość maksymalna na wysokości 0 m — 211 (241) km/h, maksymalna prędkość przelotowa na wysokości 2440 m — 211 (227) km/h, ekonomiczna prędkość przelotowa na wysokości 3050 m — 203 (203) km/h, prędkość minimalna z wychylonymi klapami — 89 (89) km/h, maksymal-







FFA AS.202/18A

na prędkość wznoszenia — 3,2 (4,5) m/s, pułap praktyczny — 4265 (5490) m, długość startu do wysokości 15 m — 415 (400) m, długość lądowania z wysokości 15 m — 415 m (466), maksymalny zasięg z maksymalnym zapasem paliwa 170 dm^3 — 890 (965) km (bez rezerwy, długotrwałość lotu — (5 h 30 min.).

SAAB „Safari" (Szwecja)

Prototyp samolotu Saab — MFI (taka była poprzednia nazwa samolotu „Safari") dokonał pierwszego lotu w lipcu 1969 r. Następnie został zmodyfikowany, zmieniono położenie usterzenia poziomego na bardziej oddalone od ziemi, aby uchronić je od interferencji i uderzeń śniegiem i lodem podczas eksploatacji na lotniskach polowych w warunkach zimowych. Zmieniono również silnik na mocniejszy. Badania w locie ukończono w lutym 1971 r. i następnie samolot wszedł do produkcji seryjnej. Opracowano także dwie wersje tego samolotu, SAAB „Supporter" oraz SAAB „Safari TS". Zbudowano przeszło 200 samolotów wszystkich wersji.

Samolot „Safari" jest przeznaczony do szkolenia wstępnego oraz dla pilotów zaawansowanych do szkolenia w akrobacji, w lotach w szykach, lotach według przyrządów oraz w lotach nocnych w zwykłych i trudnych warunkach atmosferycznych. „Safari" może być używany do obserwacji, zadań patrolowych, łącznikowych itp. Samoloty wyposażone w podskrzydłowe węzły podwieszenia mogą przenosić ładunki lub uzbrojenie o masie do 300 kg.



SAAB „Safari"

K o n s t r u k c j a. Samolot „Safari" jest całkowicie metalowym dwumiejscowym grzbietopłatem, wyposażonym w trójpodporowe stałe podwozie z przednim kołem. Płat samolotu ma konstrukcję dwudźwigarową. Skrzydła o obrysie prostokątnym mają lekki skos do przodu (5°). Wyposażone są w wyważone masowo lotki i wychylane elektrycznie klapy na spływie.

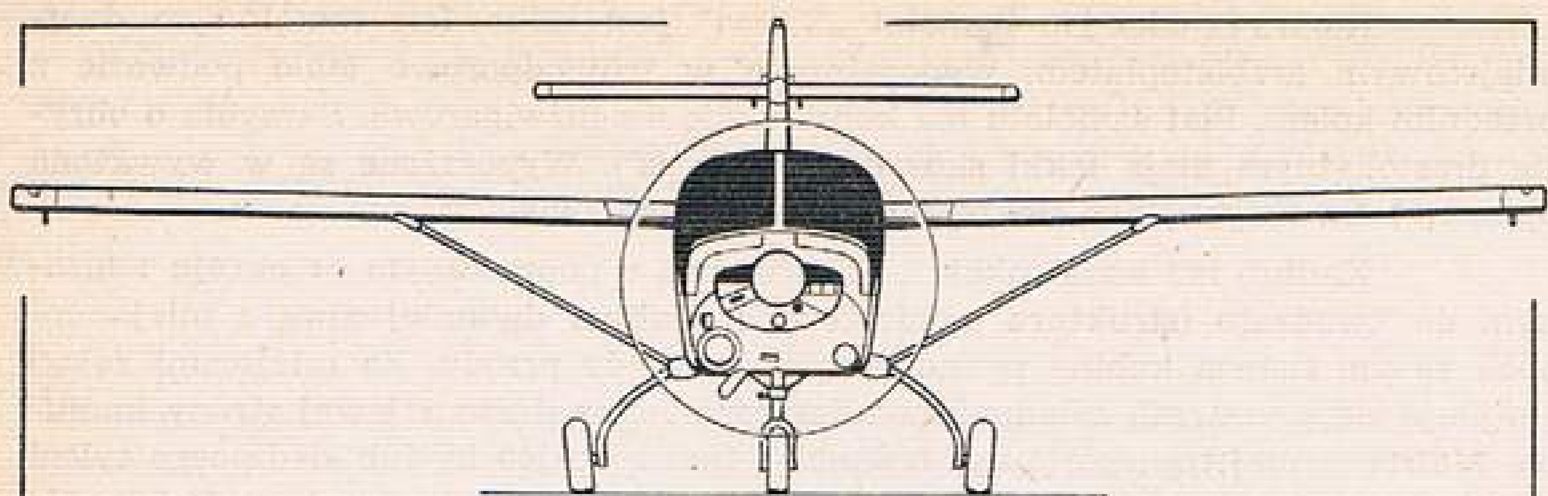
Kadłub ma konstrukcję półskorupową o poprzecznym przekroju zbliżonym do kwadratu (struktura „pudełkowa"). Kabina dwumiejscowa z miejscami obok siebie. Osłona kabiny podnoszona do góry do przodu. Za miejscami załogi znajduje się przestrzeń załadunkowa dostępna przez drzwi z lewej strony kadłuba. Można w niej transportować ładunki o masie do 100 kg lub siedzącego tyłem do kierunku lotu pasażera. Przestrzeń załadunkowa ma boczne okna. Usterzenie pionowe skośne z klapką wyważającą. Usterzenie poziome prostokątne z klapką dociążającą i zarazem wyważającą. Podwozie stałe trójpodporowe. Golenie główne wykonane jako belki sprężyste. Goleń przednia wyposażona w amortyzator olejowo-gazowy. Koła główne hamowane tarczowymi hamulcami Cleveland. W zimie samolot może być wyposażony w kombinowane podwozie kołowo-płozowe.

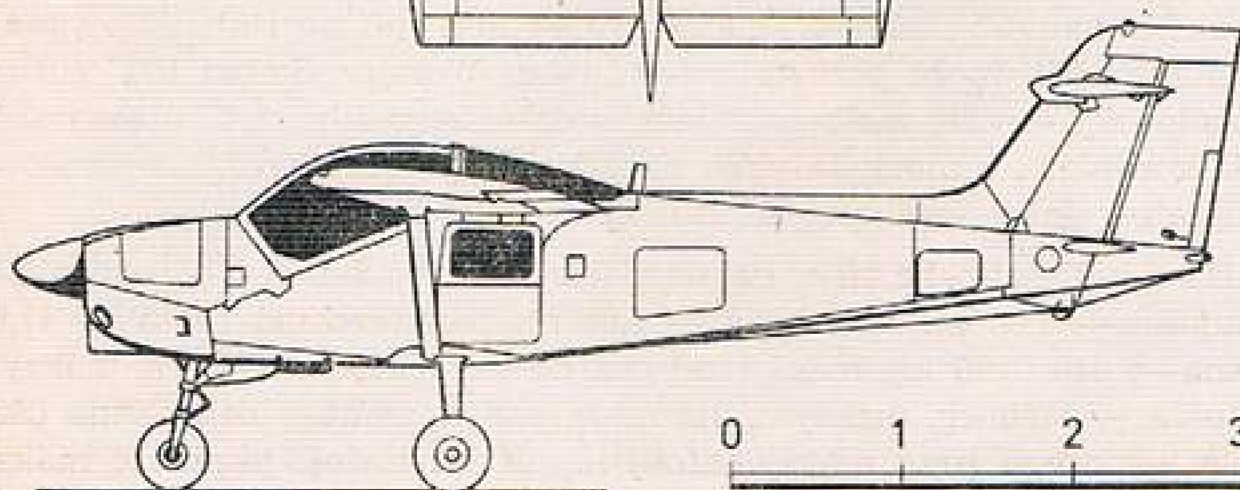
Silnik tłokowy Lycoming IO-360-A1B6 o mocy 143 kW, napędzający dwułopatowe przestawialne śmigło Hartzell o stałej prędkości obrotowej. Zapas paliwa w dwóch integralnych zbiornikach w skrzydłach wynosi 190 dm^3. Instalacja paliwowa samolotu dopuszcza loty odwrócone trwające 10—80 s. Tablica przyrządów samolotu ma dużą powierzchnię, co umożliwia zmieszczenie w niej różnych kombinacji przyrządów i wyposażenia — zależnie od przeznaczenia samolotu. W wersji wojskowej kabina zbliżona jest do kabiny samolotu SAAB 105 — następnego stopnia szkolenia. (Dane techniczne — p. wersja „Safari TS").

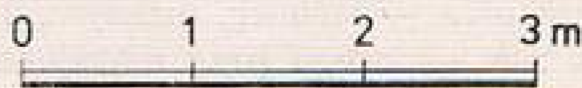
SAAB „Supporter" oraz wersja „Safari TS" (Szwecja)

Wersja „Supporter" różni się od „Safari" zastosowaniem uzbrojenia podwieszanego na sześciu węzłach podskrzydłowych. Jest ona eksportowana do krajów Trzeciego Świata (do Pakistanu i Zambii) oraz do Danii. Dwa wewnętrzne węzły podwieszenia mogą przenosić uzbrojenie o masie do 150 kg każdy, pozostałe do 100 kg każdy, jednak łączna masa podwieszanych środków bojowych, na które mogą składać się zasobniki z karabinami maszynowymi, zasobniki z rakietowymi pociskami niekierowanymi kalibru 75 mm lub 68 mm lub pociski kierowane przewodowo Bantam, nie może przewyższać 300 kg. Wersja „Safari TS" (uzbrojona lub nieuzbrojona) różni się zastosowaniem mocniejszego silnika Continental TSIO-360, z doładowaniem, o mocy 157 kW, napędzającego przestawialne dwułopatowe śmigło Hartzell o stałej prędkości obrotowej.

D a n e t e c h n i c z n e (w nawiasie wersji „Safari TS"), rozpiętość — 8,85 m, długość — 7,00 m, wysokość — 2,60 m, powierzchnia płata — 11,90 m^2; masa własna — 646 (660) kg, masa startowa do akrobacji — 900 kg, maksymalna masa startowa — 1200 kg, maksymalna masa podwieszanego uzbrojenia (Supporter") — 300 kg, osiągi przy maksymalnej masie startowej: prędkość maksymalna na wysokości 0 m — 236 (250) km/h, maksymalna prędkość przelotowa na wy-







SAAB „Supporter"

sokości 3658 m — 243 km/h, prędkość minimalna z wychylonymi klapami — 107 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 4,5 (4,8) m/s, pułap praktyczny — 4100 (6100) m, długość startu do wysokości 15 m — 385 (375) m, długość lądowania z wysokości 15 m — 395 (400) m, długotrwałość lotu — 5 h 10 min.

Pazmany PL-1B oraz PL-2 (Tajwan-USA)

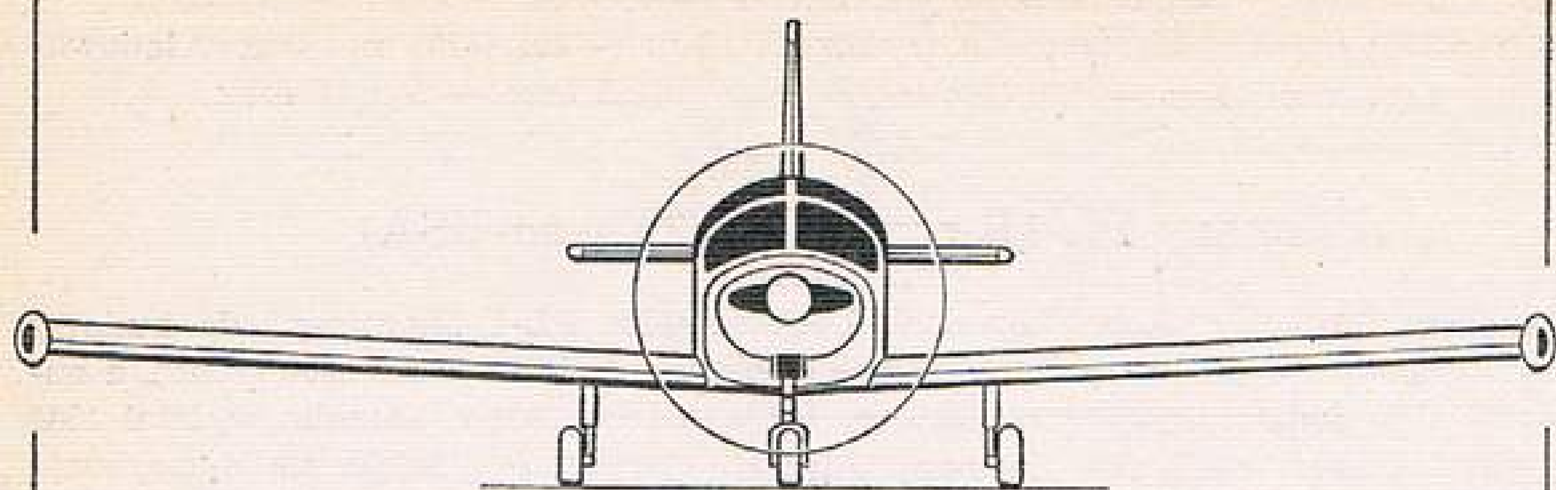
Ladislao Pazmany skonstruował w USA samolot PL-1 „Laminar" do budowy amatorskiej. Na samolocie tym, którego opracowanie kosztowało 5000 godzin, a budowa 4000 godzin, wykonano pierwszy lot w marcu 1962 r. Samolot wylatał 1500 godzin. Utworzona firma Pazmany Aircraft Corporation zajęła się dystrybucją planów tego samolotu do budowy amatorskiej. Sprzedano 375 kompletów planów; wiele tych samolotów zbudowano w różnych krajach.

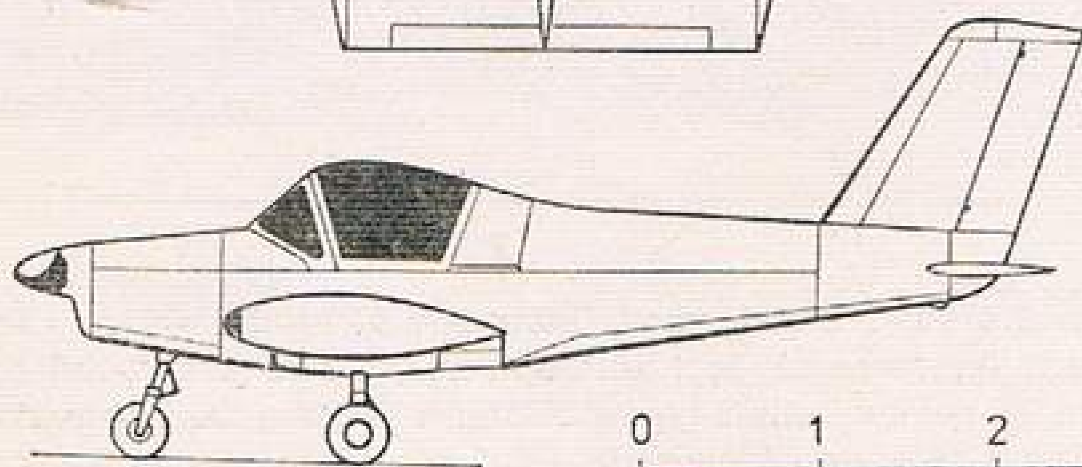
Zestaw planów został zakupiony także przez Lotniczy Instytut Badawczy na Tajwanie. Zbudowano tam jeden samolot, który służył następnie jako wzorzec wersji seryjnej PL-1B; wyprodukowano 60 tych samolotów, które znalazły zastosowanie do początkowego szkolenia w lotnictwie wojskowym. Był to jeden z nielicznych przypadków, gdy samolot amatorski został wprowadzony do produkcji seryjnej. Samolot PL-1B jest napędzany silnikiem Lycoming O-320 (112 kW), mocniejszym niż prototyp, którego silnik Continental C90-12F ma moc startową 71 kW.



Pazmany PL-1B

Samolot PL-1 został zmodyfikowany; powstała wersja PL-2, różniącą się konstrukcją (uproszczono ją i zmniejszono jej masę). Samolot przystosowano do napędu za pomocą kilku typów silników tłokowych. Zewnętrznie samoloty PL-1 i PL-2 różnią się nieznacznie. PL-2 ma nieco szerszą kabinę i większy wznios skrzydeł. Do początku 1979 r. sprzedano 350 zestawów planów wersji PL-2 do budowy amatorskiej.





Pazmany PL-1B

Konstrukcja. Samolot PL-1B jest dwumiejscowym dolnopłatem o konstrukcji całkowicie metalowej. Płat ma obrys prostokątny, zastosowano profil NACA $63_{2}615$. Konstrukcja jednodźwigarowa z pracującym przednim kesonem. Skrzydła wyposażone są w lotki i klapy tylne.

Kadłub ma konstrukcję półskorupową. Kabina wyposażona w dwa fotele usytuowane obok siebie. Sterownice zdwojone. Za fotelami bagażnik na 18 kg ładunku. Osłona kabiny odsuwana do tyłu. Usterzenie pionowe jest skośne, poziome — płytowe z klapką dociążającą, która jednocześnie jest klapką wyważającą. Podwozie trójpodporowe stałe. Przednie koło sterowane. Amortyzatory olejowo-powietrzne jednakowe na wszystkich goleniach. Hamulce Goodyear.

Silnik tłokowy Lycoming O-320 o mocy 112 kW, napędzający dwułopatowe śmigło o stałym skoku.

Samolot wyposażony jest w radiostację VHF.

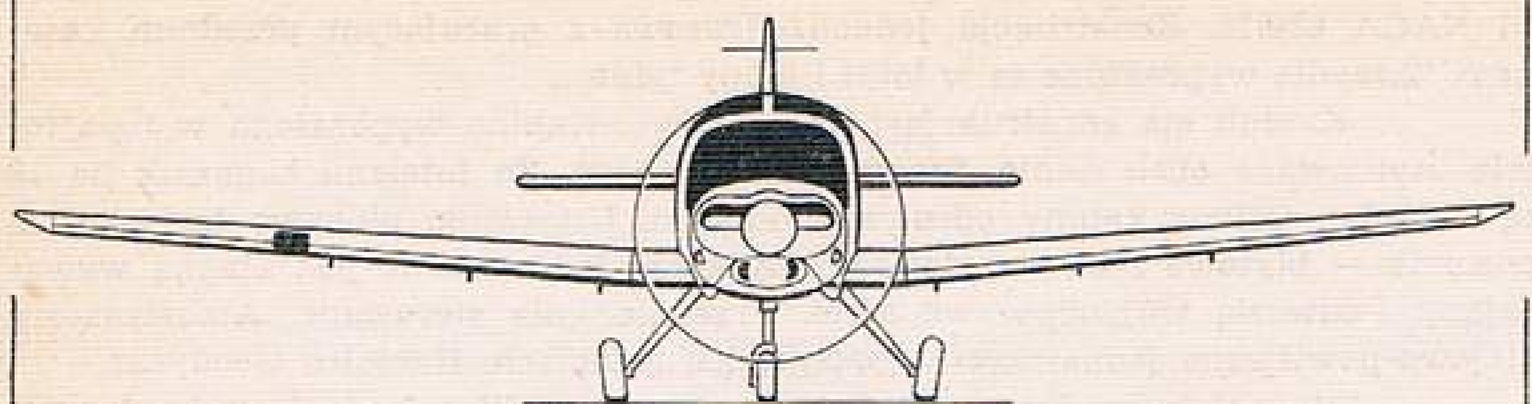
Dane techniczne wersji PL-2. Rozpiętość — 8,53 m, długość — 5,90 m, wysokość — 2,44 m, powierzchnia płata — 10,78 m², masa własna — 409 kg, maksymalna masa startowa — 656 kg; prędkość maksymalna na wysokości 0 m — 246 km/h, ekonomiczna prędkość przelotowa — 219 km/h, prędkość minimalna z wychylonymi klapami — 87 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 8,6 m/s, zasięg przy prędkości ekonomicznej — 610 km.

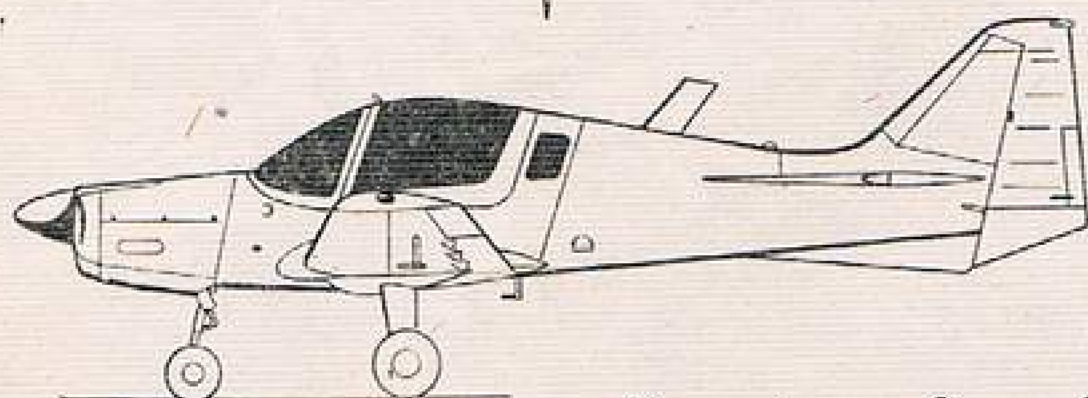
BAe SA-3-120 „Bulldog" 120 (W. Brytania)

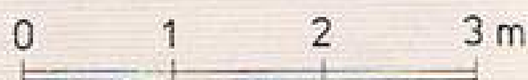
Pierwszy prototyp samolotu szkolnego „Bulldog", zbudowany przez wytwórnię Beagle, dokonał pierwszego lotu 19 maja 1969 r. Drugi prototyp, zbudowany przez wytwórnię Scottish Aviation (wchodzącą obecnie w skład zrzeszenia BAe-British



BAe SA-3-121 „Bulldog"







BAe SA-3-120

Aerospace) oblatano 14 lutego 1971 r. Pierwszy samolot seryjny ukończono już w 1971 r. Samolot był budowany odtąd w wersjach różniących się głównie wyposażeniem. Pierwsza wersja seryjna SA-3-100 „Bulldog" Series 100 została zbudowana w liczbie 98 sztuk. Wersja SA-3-120 „Bulldog" Series 120 otrzymała certyfikat w lutym 1973 r. Odtąd budowana była seryjnie w kolejnych odmianach. Pierwsza z nich, Model 121, została zbudowana dla brytyjskiego lotnictwa wojskowego (RAF) w liczbie 130 sztuk. Pozostałe, modele 122 — 128, były budowane w niewielkich seriach dla różnych państw Afryki i Azji.

Wersja rozwojowa z chowanym podwoziem BAe SA-3-200 „Bullfinch nie weszła do produkcji seryjnej.

K o n s t r u k c j a. Samolot BAe SA-3-120 „Bulldog" 120 jest dwu- lub trzymiejscowym dolnopłatem, wyposażonym w trójpodporowe podwozie z przednim kołem. Skrzydła są proste, o obrysie trapezowym i mają konwencjonalną, nitowaną, jednodźwigarową konstrukcję z pracującym kesonem. Na skrzydłach są umieszczone szczelinowe lotki i jednoszczelinowe klapy wychylane elektrycznie. Zastosowano profil NACA 63_2615.

Kadłub jest półskorupowy. W kabinie miejsca ucznia i instruktora są usytuowane obok siebie. Za nimi znajduje się dodatkowe miejsce obserwatora lub przedział bagażowy na 100 kg bagażu. Osłona kabiny jest odsuwana do tyłu i może być awaryjnie odrzucana. Kabina jest klimatyzowana. Usterzenie poziome ma obrys prostokątny, ster wyważony aerodynamicznie i masowo. Na prawej połówce steru wysokości umieszczono klapkę wyważającą. Ster kierunku jest również wyważony aerodynamicznie i wyposażony w klapkę wyważającą. Pod kadłubem płetwa ustateczniająca. Podwozie trójpodporowe stałe.

Samolot jest wyposażony w silnik Lycoming IO-360-AlB6 o mocy 149 kW, napędzający dwułopatowe przestawialne śmigło Hartzell o stałej prędkości obrotowej. Zapas paliwa w czterech skrzydłowych zbiornikach metalowych wynosi 145,5 dm^3.

Samolot jest wyposażony w instalację hydrauliczną o ciśnieniu 4 MPa do hamowania kół. Instalacja elektryczna o napięciu 24 V. Wyposażenie zależne jest od życzeń zamawiającego, składa się z radiostacji (VHF, UHF lub HF), radiodalmierza, transpondera, radiokompasu i in. Samolot może być stosowany do holowania szybowców.

D a n e   t e c h n i c z n e. Rozpiętość — 10,06 m, długość — 7,09 m, wysokość — 2,28 m; masa własna — 649 kg, maksymalna masa startowa do akrobacji — 1015 kg, maksymalna masa startowa — 1066 kg, maksymalna masa podwieszanego uzbrojenia — 290 kg; osiągi przy maksymalnej masie startowej: prędkość maksymalna na wysokości 0 m — 241 km/h, maksymalna prędkość przelotowa na wysokości 1220 m — 222 km/h, ekonomiczna prędkość przelotowa na wysokości 1220 m — 194 km/h, prędkość minimalna z wychylonymi klapami przy minimalnej prędkości obrotowej silnika — 98 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 5,25 m/s, pułap praktyczny — 4875 m, długość startu do wysokości 15 m — 427 m, długość lądowania z wysokości 15 m — 363 m, maksymalny zasięg bez rezerwy paliwa przy 55% mocy — 1000 km, długotrwałość lotu — 5 h.

NDN 1 „Firecracker" (W. Brytania)

Brytyjska firma NDN Aircraft Ltd., założona w 1977 r. przez N.D. Normana, podjęła opracowanie dwumiejscowego samolotu szkolnego NDN 1 „Firecracker" (skonstruowanego pod kierunkiem N.D. Normana). Pierwszy prototyp dokonał pierwszego lotu w maju 1977 r. Drugi prototyp był budowany w 1979 r. Samolot charakteryzuje się dość prostą konstrukcją i ma być pierwszym stopniem w systemie szkolenia pilotów samolotów naddźwiękowych. Dlatego też jego charakterystyki aerodynamiczne (małe wydłużenie skrzydła) i pilotażowe zostały odpowiednio dobrane. Projektowana jest wersja z turbinowym napędem śmigłowym.

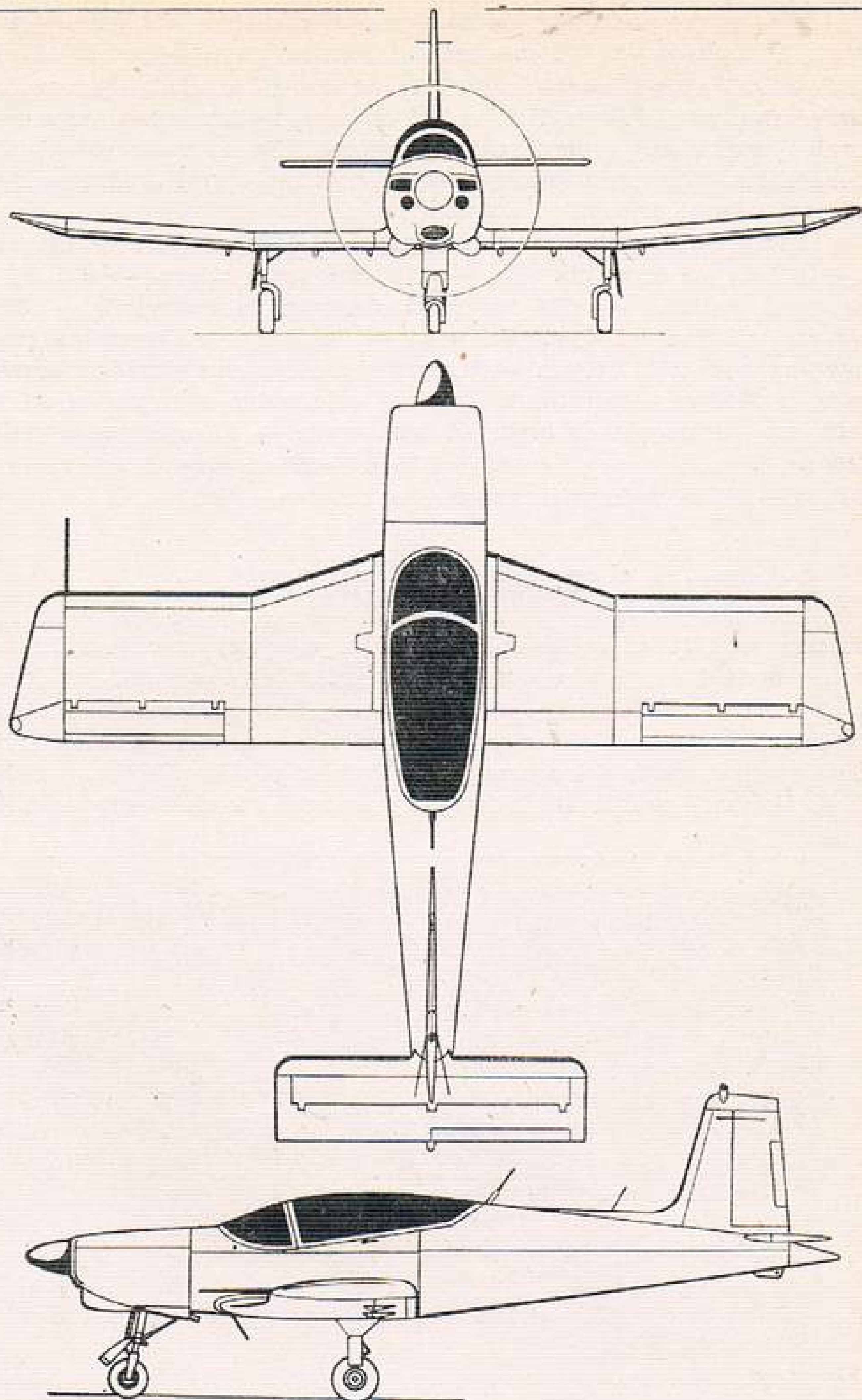
Konstrukcja. Samolot jest dolnopłatem o konstrukcji całkowicie metalowej. Płat o profilu NACA 23012 ma małe wydłużenie (5,36). Część środkowa ma skośną krawędź natarcia — ok. 20°. Lotki wyważone są masowo, klapy jednoszczelinowe, wychylane hydraulicznie. Na prawej lotce klapka wyważająca.

Kadłub ma konstrukcję półskorupową. Na dolnej powierzchni kadłuba przy krawędzi spływu usytuowany jest hamulec aerodynamiczny, wychylany hydraulicznie. Kabina dwumiejscowa z miejscami usytuowanymi jedno za drugim. Tylne miejsce położone o 0,1 m wyżej od pierwszego. Osłona kabiny jednoczęściowa odchylana na bok. Usterzenie konwencjonalne. Stery wyważone aerodynamicznie. Poziome usterzenie ma obrys prostokątny, pionowe — trapezowy, na sterach klapki wyważające. Podwozie jest trójpodporowe z przednim kołem całkowicie chowane w locie za pomocą siłowników hydraulicznych. Golenie mają amortyzatory olejowo-gazowe. Hamulce są tarczowe, hydrauliczne.



NDN 1 „Firecracker"

Samolot jest wyposażony w silnik tłokowy Lycoming AEIO-540-B4D5 o mocy 194 kW, napędzający trójłopatowe, przestawialne śmigło Hoffmann o stałej prędkości obrotowej. Zapas paliwa w czterech zbiornikach integralnych w skrzydłach wynosi 427 dm³. Paliwowy system zasilania oraz olejenia umożliwia wykonywanie lotów plecowych.



NDN 1 „Firecracker"

Samolot ma instalację hydrauliczną o ciśnieniu 10,3 MPa, instalację elektryczną o napięciu 12 V i pneumatyczną awaryjnego wypuszczania przedniego podwozia. Wyposażenie radionawigacyjne samolotu składa się z radiostacji VHF, urządzenia pokładowego ILS, radiodalmierza, radiokompasu, transpondera i odbiornika znakującej radiolatarni lotniskowej. Na życzenie zamawiającego na samolocie może być zabudowany hak do holowania szybowców, węzły podwieszenia uzbrojenia, celownik i automatyczny pilot.

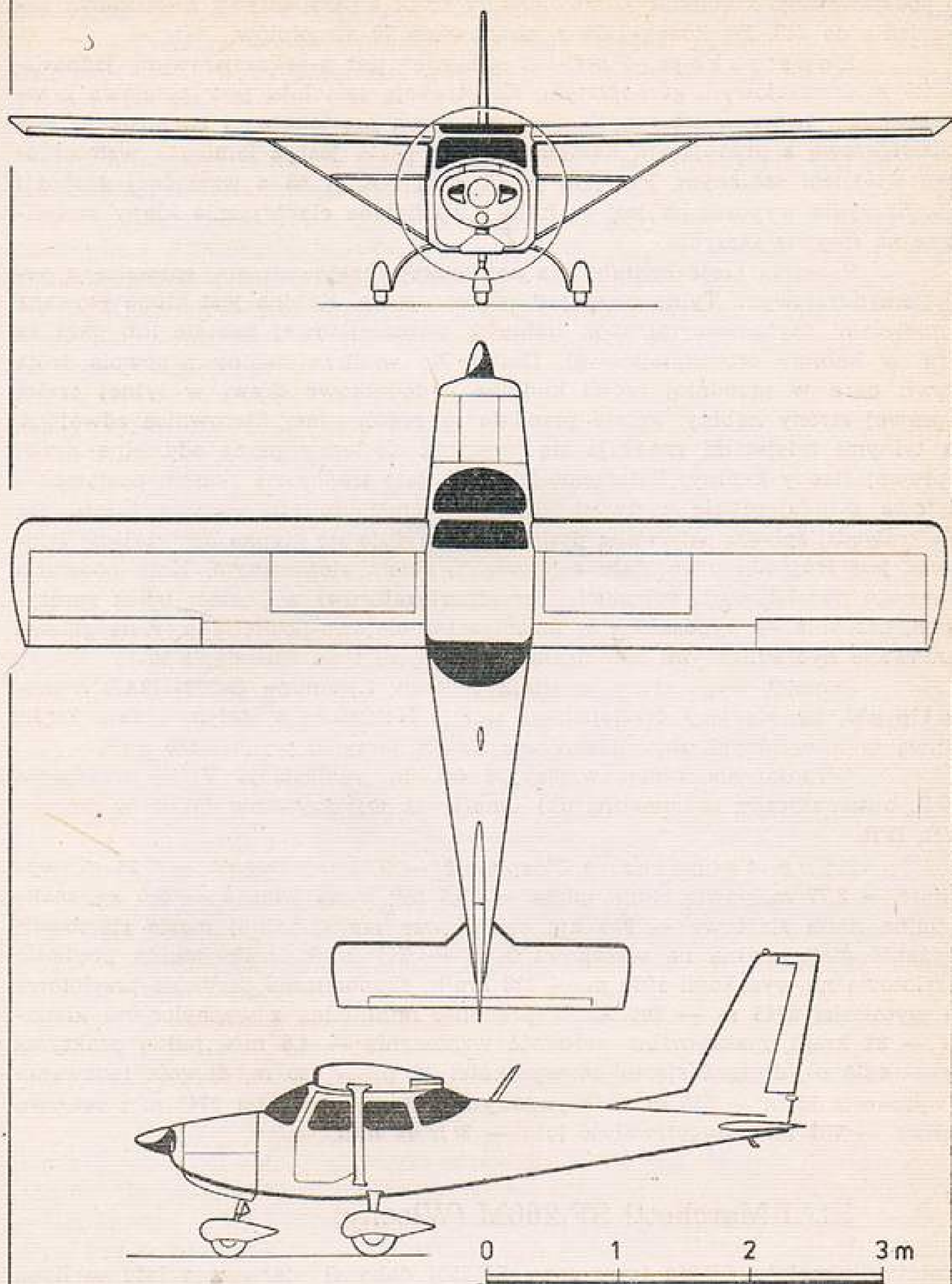
Dane techniczne. Rozpiętość — 7,92 m, długość — 7,70 m, wysokość — 3,00 m, powierzchnia płata — 11,71 m²; masa własna — 875 kg, maksymalna masa startowa — 1288 kg, masa startowa do lądowania — 1225 kg; prędkość maksymalna na wysokości 0 m — 333 km/h, maksymalna prędkość przelotowa na wysokości 2286 m — 319 km/h, ekonomiczna prędkość przelotowa na wysokości 2895 m — 296 km/h, prędkość minimalna z wychylonymi klapami — 105 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 7,3 m/s, pułap praktyczny — 5485 m, długość startu do wysokości 15 m — 360 m, długość lądowania z wysokości 15 m — 396 m, maksymalny zasięg bez rezerw — 2260 km.

Partenavia P.66C-160 „Charlie" (Włochy)

W otwartym w 1974 r. w Neapolu zakładzie włoskiej wytwórni Partenavia (utworzonej w 1957 r.), jest produkowany samolot szkolny P.66C-160 „Charlie", rozwojowa wersja budowanej poprzednio seryjnie konstrukcji P.64B/P.66B „Oscar". Prototyp dokonał pierwszego lotu w styczniu 1976 r.; wiosną 1976 r. otrzymał certyfikat zgodności z przepisami FAR 23 (*Utility Category*) z dopuszczeniem do akrobacji w zakresie dodatnich przeciążeń i korkociągów do 6 zwitek.



Partenavia P. 66C-160 „Charlie"



Partenavia P.66C-160 „Charlie"

P.66C „Charlie" został przyjęty przez aeroklub włoski jako samolot przeznaczony do podstawowego szkolenia. Zamówiono 70 sztuk z perspektywą zwiększenia zamówienia do 250. Do końca 1979 r. zbudowano 70 samolotów.

Konstrukcja. P.66C-160 „Charlie" jest 2—4-miejscowym, jednosilnikowym zastrzałowym górnopłatem. Konstrukcja samolotu jest metalowa z zastosowaniem tworzyw sztucznych. Płat ma obrys prostokątny i konstrukcję jednodźwigarową z pracującym kesonem. Nosek płata jest z laminatu wzmocnionego włóknem szklanym. Przyjęto profil serii NACA 63 o względnej grubości 15%. Skrzydło wyposażone jest w lotki i wychylane elektrycznie klapy szczelinowe na spływie skrzydła.

Przednia część kadłuba ma konstrukcję kratownicową, spawaną, z pokryciem duralowym. Tylna część jest półskorupowa. Kabina jest klimatyzowana z miejscami usytuowanymi obok siebie w dwumiejscowej kabinie lub para za parą, w kabinie czteromiejscowej. Dostęp do wnętrza kabiny zapewnia troje drzwi: para w przedniej części kadłuba i dodatkowe drzwi w tylnej części z prawej strony kabiny. Fotele przednie są regulowane. Sterownice zdwojone. Za tylnymi miejscami znajduje się bagażnik dostępny przez oddzielne drzwi z prawej strony kabiny. Usterzenie pionowe jest trapezowe skośne, poziome — płytowe składające się z dwóch segmentów połączonych stalową tuleją. Na 80% krawędzi spływu usterzenia poziomego znajduje się klapka dociążająca. Podwozie jest trójpodporowe stałe z przednim kołem sterowanym. Koła podwozia głównego na stalowych goleniach (bez amortyzatorów) w postaci belek sprężystych, przednie — wyposażone w amortyzator olejowo-powietrzny. Koła główne hamowane hydraulicznymi hamulcami tarczowymi typu Cleveland 30-18.

Samolot wyposażony w silnik tłokowy Lycoming O-320-H2AD o mocy 119 kW, napędzający dwułopatowe śmigło Hoffmann o stałym skoku. Zapas paliwa w integralnych zbiornikach w noskach skrzydeł wynosi 130 dm³.

Wyposażenie radionawigacyjne (m. in. radiostacja VHF, urządzenia VOR, automatyczny radionamiernik) umożliwia wykonywanie lotów w warunkach IFR.

Dane techniczne. Rozpiętość — 9,99 m, długość — 7,24 m, wysokość — 2,77 m, powierzchnia płata — 13,4 m²; masa własna — 600 kg, maksymalna masa startowa — 990 kg; osiągi przy maksymalnej masie startowej: prędkość maksymalna na wysokości 0 m — 241 km/h, maksymalna prędkość przelotowa na wysokości 1980 m — 218 km/h, ekonomiczna prędkość przelotowa na wysokości 2745 m — 206 km/h, prędkość minimalna z wychylonymi klapami — 82 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 4,8 m/s, pułap praktyczny — 4570 m, długość startu do wysokości 15 m — 420 m, długość lądowania z wysokości 15 m — 350 m, maksymalny zasięg na wysokości 2745 m z rezerwą paliwa — 782 km, długotrwałość lotu — 3 h 48 min.

SIAI Marchetti SF.260M (Włochy)

Prototyp samolotu SF.260 (oznaczony SF.250) dokonał pierwszego lotu w lipcu 1964 r. Pierwsza wersja seryjna SF.260A otrzymała certyfikat FAA w kwietniu 1966 r.

Samolot jest budowany seryjnie w dwóch wersjach wojskowych oraz w wersji cywilnej, SF.260C. Wersja patrolowa morska SF.260SW „Sea Warrior" nie weszła do produkcji. Poprzednie wersje cywilne: SF.260A, SF.260B i SF.260C.

Prototyp wersji wojskowej, SF.260M, dokonał pierwszego lotu w październiku 1970 r. Wprowadzono w nim liczne udoskonalenia aerodynamiczne i konstrukcyjne.

Wersja SF.260W „Warrior" jest przeznaczona do szkolenia i wsparcia taktycznego, gdyż może przenosić lekkie uzbrojenie podwieszane pod skrzydłami. Zamówiono ją w liczbie ok. 100 sztuk.

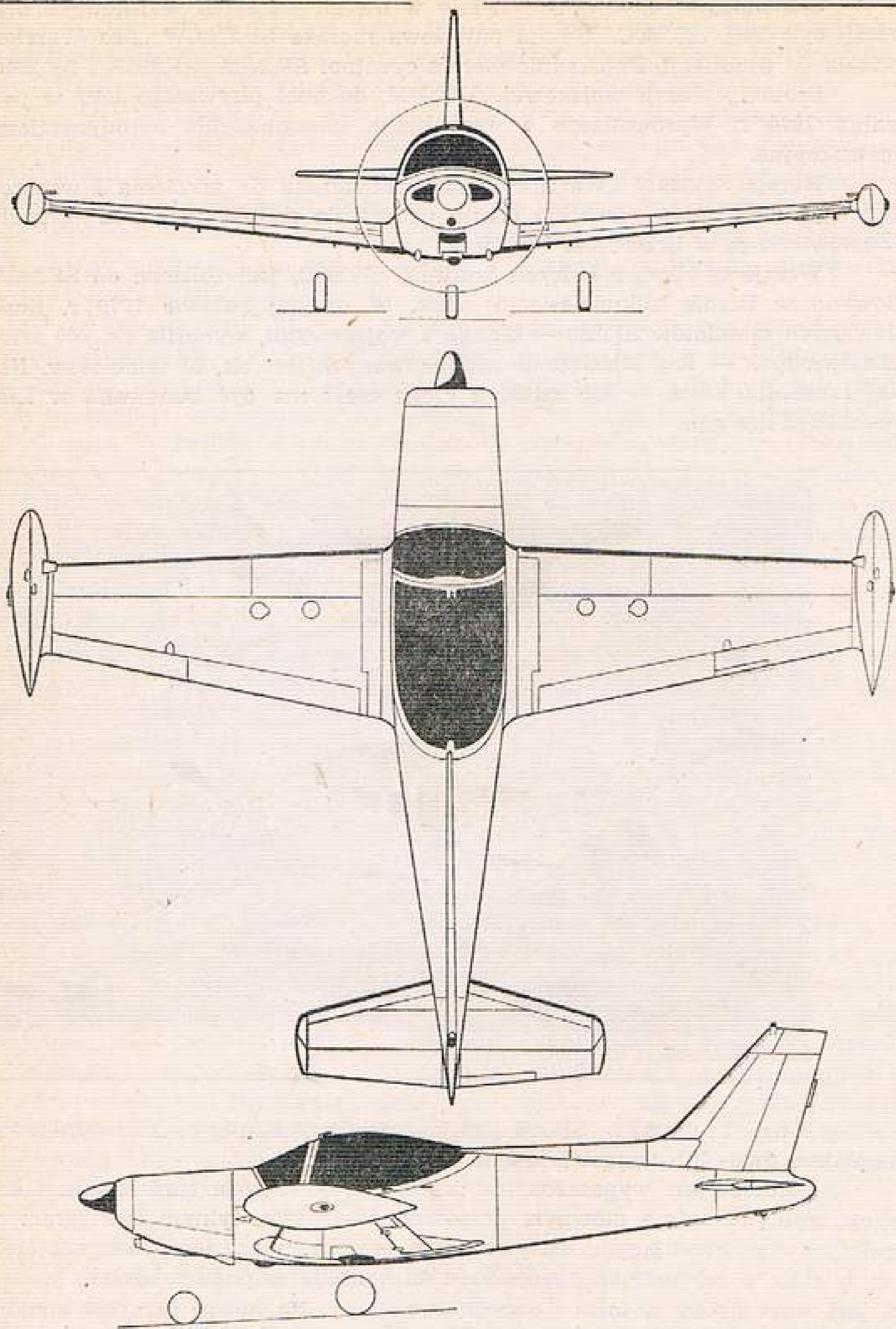
Wersje cywilne, z których ostatnia, SF.260C, jest zbliżona do SF.260M, zbudowano w liczbie kilkudziesięciu sztuk. W drugiej połowie 1979 r. liczba zbudowanych samolotów SF.260 — łącznie z wojskowymi, wynosiła ok. 600 sztuk, na zamówionych — 700. Miesięcznie produkowanych jest ok. 20 samolotów. Najwięcej zamówiła Libia — 250 sztuk, z czego część ma być budowana w Libii na podstawie licencji.



SIAI Marchetti SF.260C

K o n s t r u k c j a. SF.260 jest całkowicie metalowym, jednosilnikowym dolnopłatem dwu- lub trzymiejscowym.

Samolot jest wyposażony w prosty płat o obrysie trapezowym i konstrukcji typu *fail safe* z głównym przednim dźwigarem, tylnym dźwigarem pomocniczym oraz pracującym, usztywnionym żebrami pokryciem. Skrzydła łączone są ze sobą w osi kadłuba i mocowane do kadłuba za pomocą sześciu sworzni. Płat jest wyposażony w lotki i szczelinowe klapy. Na końcu skrzydeł znajdują się dodatkowe zbiorniki paliwa. Na zbiornikach umieszczono niewielkie skrzydełka porządkujące opływ nad lotkami.



SIAI Marchetti SF.260M

Kadłub jest półskorupowy. Kabina z dwoma miejscami obok siebie i trzecim pośrodku za miejscami przednimi, przykryta jest wiatrochronem i osłoną ze szkła organicznego, przyciemnioną od góry. Osłona jest odsuwana. Sterownice zdwojone. Usterzenie konwencjonalne z klapką wyważającą na prawej połowie steru wysokości. Podwozie jest trójpodporowe z przednim kołem, chowane w locie za pomocą mechanizmu elektrycznego z awaryjnym wypuszczaniem ręcznym. Hamulce na głównych kołach są hydrauliczne, tarczowe.

Samolot jest wyposażony w silnik tłokowy Lycoming O-540-E4A5 o mocy 194 kW, napędzający dwułopatowe, przestawialne śmigło Hartzell o stałej prędkości obrotowej. Zapas paliwa w dwóch zbiornikach ze stopu lekkiego w skrzydłach (o pojemności 49,5 dm^3 każdy) i dwóch stałych zbiornikach na końcu skrzydeł (po 72 dm^3) wynosi łącznie 243 dm^3.

Samolot jest wyposażony w instalację elektryczną 24 V. Wyposażenie radionawigacyjne składa się z radiostacji VHF, automatycznego radiokompasu, transpondera busoli oraz rozmównicy pokładowej.

D a n e t e c h n i c z n e wersji SF.260M. Rozpiętość — 8,35 m, długość — 7,10 m, wysokość — 2,41 m, powierzchnia płata — 10,10 m^2; masa własna — 799 kg, masa startowa w konfiguracji gładkiej [1] — 1140 kg, maksymalna masa startowa — 1200 kg; osiągi przy masie startowej — 1200 kg: prędkość maksymalna na wysokości 0 m — 340 km/h, maksymalna prędkość przelotowa na wysokości 1500 m — 322 km/h, prędkość minimalna z wychylonymi klapami oraz z wypuszczonym podwoziem — 118 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 7,9 m/s, pułap praktyczny — 4665 m, długość startu do wysokości 15 m — 606 m, długość lądowania z wysokości 15 m — 539 m, maksymalny zasięg przy dwuosobowej załodze — 1650 km.

SIAI Marchetti SF.260W „Warrior" (Włochy)

Wersja SF.260W jest taka jak SF.260M, z tym, że wprowadzono 2 lub 4 węzły podwieszenia uzbrojenia, na których można podwiesić środki bojowe o maksymalnej masie łącznie 300 kg. Uzbrojenie podwieszane może składać się m. in. z dwóch zasobników z karabinami maszynowymi kalibru 7,62 mm i z 500 szt. amunicji lub dwóch zasobników z 7 bądź 8 pociskami rakietowymi niekierowanymi kalibru 70 mm każdy albo dwóch zasobników z 18 pociskami rakietowymi kalibru 37 mm każdy lub dwóch bomb 125 kg (lub dwóch o mniejszej masie), albo dwóch dodatkowych zbiorników paliwa po 83 dm^3.

D a n e t e c h n i c z n e. Rozpiętość — 8,35 m, długość — 7,10 m, wysokość — 2,41 m, powierzchnia płata — 10,10 m^2; masa własna — 814 kg, masa startowa w konfiguracji gładkiej — 1155 kg, maksymalna masa startowa — 1300 kg, maksymalna masa podwieszanego uzbrojenia — 300 kg; osiągi przy masie startowej — 1300 kg: prędkość maksymalna na wysokości 0 m — 315 km/h, maksymalna prędkość przelotowa na wysokości 1500 m — 287 km/h, prędkość

---

[1]) Do pełnej akrobacji — 1100 kg.

minimalna z wychylonymi klapami oraz wypuszczonym podwoziem — 139 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 5,6 m/s, długość startu do wysokości — 15 m — 825 m, długość lądowania z wysokości 15 m — 645 m długotrwałość lotu — 6,5 h.

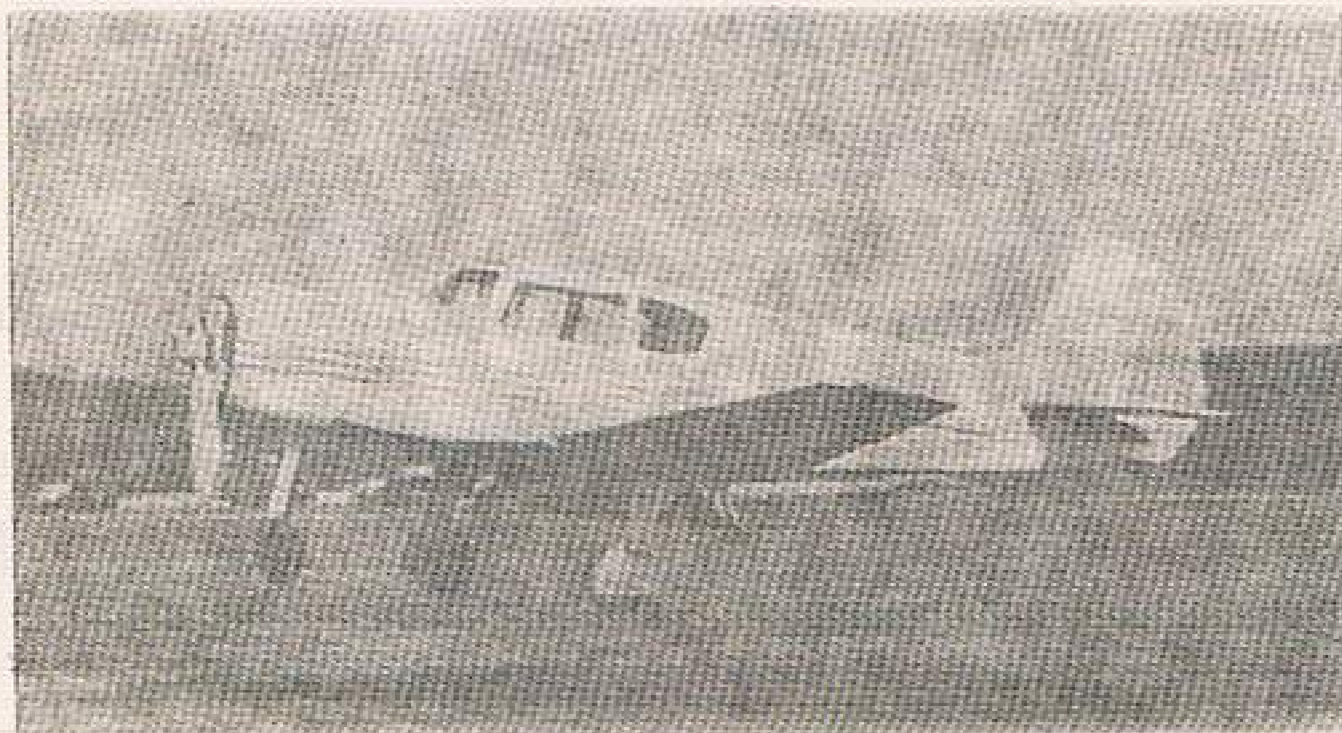
Jakowlew Jak-18T (ZSRR)

Do znanych konstrukcji pochodzących z biura konstrukcyjnego Jakowlewa należy samolot szkolny i zarazem wielozadaniowy — Jak-18. Konstrukcję samolotu Jak-18 opracowano jesienią w 1946 r. Samolot był później modyfikowany. Powstała w 1967 r. wersja Jak-18T, znacznie różni się od pierwowzoru. Jak-18T został pokazany po raz pierwszy na salonie lotniczym w Paryżu w 1967 r. W tym samym roku prototyp został oblatany.

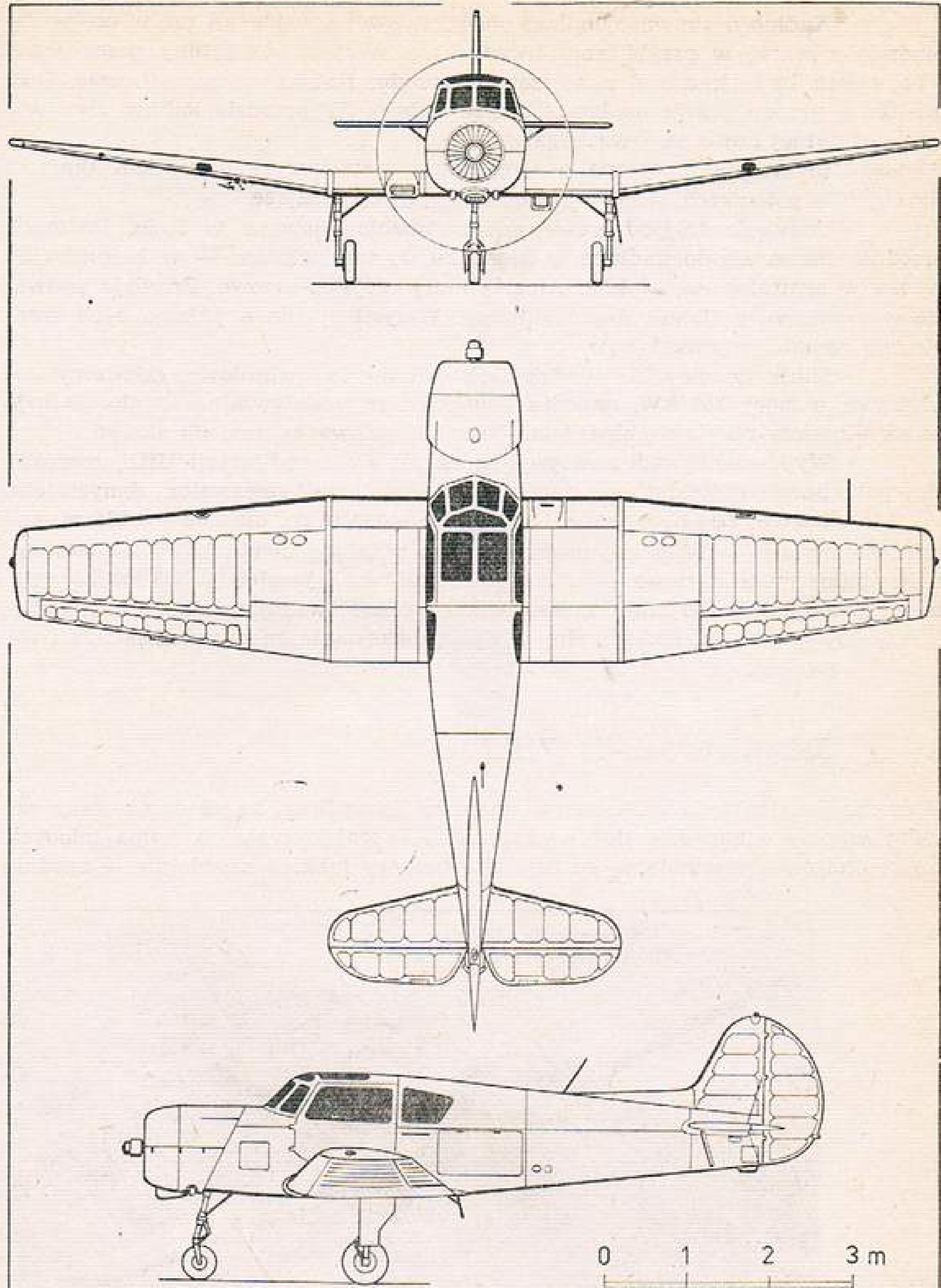
W latach 1968—1969 dwa prototypy wykonały 450 lotów. Pierwszy prototyp samolotu był wyposażony w silnik AI-14RF o mocy 224 kW. Później wprowadzono silnik M-14P o większej mocy — 269 kW, oraz zmiany konstrukcyjne zalecone przez władze lotnictwa cywilnego. Przed wprowadzeniem do produkcji seryjnej 6 prototypów wylatało 605 godzin i wykonało 1591 startów i lądowań.

W 1974 r. wprowadzono samolot jako podstawowy samolot do szkolenia w szkołach „Aerofłotu".

K o n s t r u k c j a. Samolot Jak-18T jest dolnopłatem o napędzie tłokowym, charakteryzującym się zamkniętą kabiną, wyposażoną w zdwojone sterownice. Konstrukcja skrzydeł ze stopu lekkiego, dwudźwigarowa, kryta częściowo duralową blachą, częściowo tkaniną. Płat trójdzielny. Wznios mają tylko skrzydła zewnętrzne. Lotki szczelinowe, metalowe, kryte częściowo tkaniną. Klapy krokodylowe wzdłuż środkowej części skrzydła, wychylane pneumatycznie.



Jakowlew Jak-18T



Jakowlew Jak-18T

Kadłub o konwencjonalnej półskorupowej konstrukcji ma w części kabinowej przekrój w przybliżeniu kwadratowy. Wejście do kabiny przez drzwi z obydwóch stron kadłuba, zawieszone z przodu. Kabina czteromiejscowa. Dwa miejsca z przodu i dwa na ławce z tyłu kabiny. W przodzie kabiny dwa wolanty. W tylnej części za ławą bagażnik.

Usterzenie klasyczne o konstrukcji metalowej z pokryciem tkaniną. Na obydwu połówkach steru wysokości klapki wyważające.

Podwozie trójpodporowe pneumatycznie chowane w locie. Podwozie przednie chowa się do kadłuba w kierunku do tyłu, główne — w kierunku do środka w centralną część płata. Amortyzatory olejowo-gazowe. Przednie podwozie wyposażone w tłumik drgań shimmy. Wszystkie koła o jednakowych średnicach. Hamulce pneumatyczne.

Silnik tłokowy M-14P dziewięciocylindrowy gwiazdowy, chłodzony powietrzem, o mocy 269 kW, napędza dwułopatowe przestawialne śmigło. Żaluzje przed silnikiem regulują chłodzenie. Zbiorniki paliwa w noskach skrzydeł.

Wyposażenie radionawigacyjne składa się z radiostacji UHF, rozmównicy pokładowej, radiokompasu, radiowysokościomierza i rejestratora danych lotu.

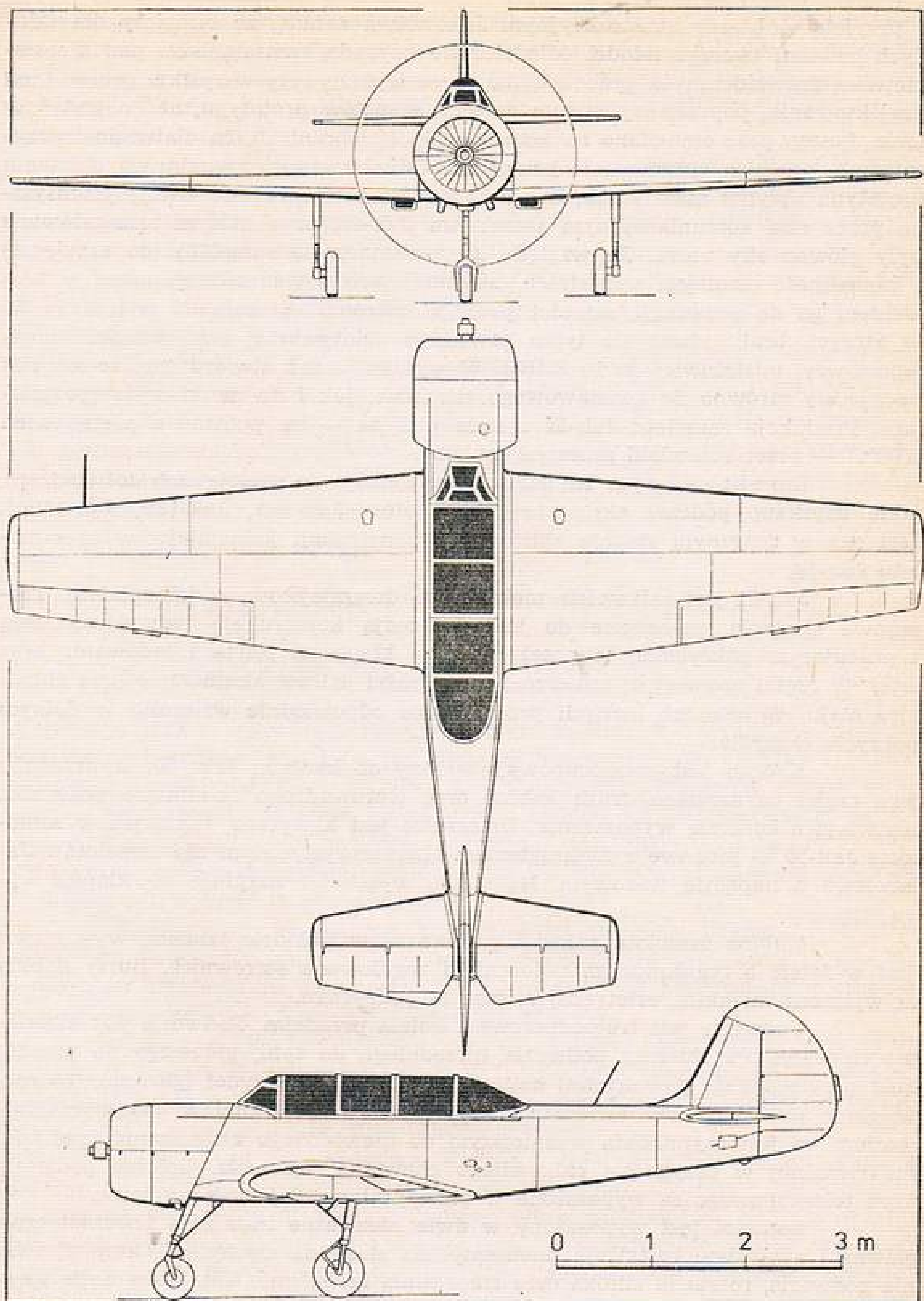
Dane techniczne: Rozpiętość — 11,16 m, długość — 8,35 m, powierzchnia płata — 18,75 m²; masa startowa z załogą dwuosobową — 1500 kg, maksymalna masa startowa — 1650 kg; prędkość maksymalna — 295 km/h, prędkość przelotowa — 250 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 5 m/s, pułap praktyczny — 5500 m, maksymalny zasięg z maksymalnym zapasem paliwa i rezerwą — 650 km.

Jakowlew Jak-52 (ZSRR)

W biurze konstrukcyjnym, kierowanym przez Jakowlewa, został opracowany samolot szkolny o napędzie tłokowym Jak-52. Zaprojektowała go grupa młodych konstruktorów-komsomolców, entuzjastów budowy lekkich samolotów — zgodnie



Jakowlew Jak-52



Jakowlew Jak-52

z przyjętą w biurze konstrukcyjnym Jakowlewa zasadą, że samoloty dla młodych powinni tworzyć młodzi. Młodzieżowe brygady komsomolskie pod kierownictwem doświadczonych pracowników biura wykonywały wszystkie prace — od projektowania, poprzez wykonanie części i zespołów prototypu, aż do badań w locie. Postęp prac omawiano na komsomolskich zebraniach, co ułatwiało i przyspieszało przebieg opracowania prototypu. Od pierwszego rysunku do oblatania prototypu upłynął niecały rok, mimo że w tym samym czasie trwały intensywne prace nad komunikacyjnym samolotem Jak-42, przy którym zaangażowane były główne siły biura. Ze względu na przeznaczenie samolotu (do szkolenia) i konieczność usunięcia wszystkich, najmniejszych nawet usterek przed skierowaniem go do produkcji, samolot podlegał ostremu egzaminowi podczas prób, w których brali udział nie tylko zawodowi oblatywacze, lecz również piloci-sportowcy, mistrzowie sportu ZSRR. W wyniku badań stwierdzono, że samolot nadaje się zarówno do podstawowego szkolenia, jak i do nauki wyższego pilotażu. Produkcja samolotu Jak-52 została podjęta — na podstawie postanowień RWPG — przez rumuński przemysł lotniczy.

Konstrukcja. Konstrukcja nawiązuje do wieloletnich doświadczeń, jakie uzyskano podczas eksploatacji samolotów Jak-18A, Jak-18P, Jak-18PM. Jest ona w znacznym stopniu zbliżona do konstrukcji jednomiejscowego samolotu Jak-50.

Jak-52 jest całkowicie metalowym, dwumiejscowym dolnopłatem. Trapezowe skrzydła, mocowane do kadłuba mają konstrukcję jednodźwigarową z pracującym pokryciem. Wyposażone są w klapy do startu i lądowania oraz lotki. W części nosowej są umieszczone zbiorniki paliwa, akumulator oraz chłodnica oleju. W celu ich kontroli przewidziano odpowiednie wzierniki w dolnym pokryciu skrzydła.

Kadłub jest półskorupowy, podobny do kadłuba Jaka-50; w przedniej jego części usytuowano drugą kabinę oraz wprowadzono dodatkowe wzierniki, ułatwiające kontrolę wyposażenia. Usterzenie jest klasyczne, takie jak w samolocie Jak-50 — pionowe z zaokrągleniem charakterystycznym dla samolotów Jakowlewa o napędzie tłokowym. Na sterze wysokości znajduje się klapka wyważająca.

Kabina samolotu załogi usytuowanej w układzie tandem, wyposażona jest w fotele o regulowanym położeniu i regulowane sterownice. Burty kabiny są wyłożone miękkim, estetycznym, jasnym pokryciem.

Podwozie jest trójpodporowe z kołem przednim. Podwozie jest częściowo chowane. Po złożeniu podwozia (przedniego do tyłu, głównego do przodu) koła przylegają do powierzchni kadłuba (przednie) i skrzydeł (główne). To rozwiązanie powiększa bezpieczeństwo w przypadku lądowania ze złożonym podwoziem, co jest czynnikiem ważniejszym od niewielkiego zwiększenia prędkości maksymalnej w przypadku całkowitego chowania podwozia. Golenie podwozia typu teleskopowego są wyposażone w amortyzatory olejowo-powietrzne.

Samolot jest wyposażony w dwie niezależne instalacje pneumatyczne, główną i awaryjną. Instalacja pneumatyczna służy do wychylania klap, chowania podwozia, rozruchu silnika oraz sterowania hamulcami kół. Dwie butle sprężonego powietrza są ładowane w locie za pomocą sprężarki AK-50T.

Komplet przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych oraz kontroli silnika

jest zdwojony. Wyposażenie nawigacyjne składa się z systemu kursowego GMK-1A, automatycznego, małogabarytowego radiokompasu ARK-15M, radiostacji pracującej na falach metrowych Łandysz-5 oraz rozmównicy pokładowej SPU-9. Instalacja elektryczna o napięciu 27 V zasilana przez prądnicę GSR-3000M zabudowaną na silniku.

Gwiazdowy silnik tłokowy M-14P o mocy startowej 265 kW, napędza dwupłatowe śmigło o nastawnym skoku. Zapas paliwa mieści się w dwóch zbiornikach o pojemności 65 dm^3 każdy. Ponadto dodatkowy zbiornik o pojemności 5,5 dm^3 służy do zasilania silnika w locie na plecach.

Samolot dostosowany jest do eksploatacji w temperaturach do —42°C. W zimie jest możliwa zamiana kół na narty. Kabina wyposażona w skuteczny system ogrzewania i wentylacji.

Dane techniczne. Rozpiętość — 9,5 m, długość — 7,68 m, wysokość — 2,95 m, powierzchnia płata — 15 m^2; masa własna — 1000 kg, masa startowa — 1290 kg; prędkość maksymalna — 285 km/h, prędkość minimalna — 110 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 10 m/s, pułap praktyczny — 6000 m, długość rozbiegu — 170 m, długość dobiegu — 200 m, zasięg — 550 km, długotrwałość lotu — 2 h 50 min.

Samoloty szkolne o napędzie turbośmigłowym

Embraer EMB-312 (T-27) (Brazylia)

W grudniu 1978 r. wytwórnia Embraer (*Empresa Brasiliera de Aeronautica SA*) otrzymała od wojskowego lotnictwa Brazylii zamówienie na projekt i budowę prototypu nowego samolotu szkolnego do podstawowego szkolenia pilotów samolotów o turbinowym napędzie śmigłowym. Samolot dokonał pierwszego lotu w 1980 r. Zamówiony został jedynie w jednym egzemplarzu do badań w locie i jednym do prób statycznych. Lotnictwo brazylijskie zamówiło 168 szt. Docelowa produkcja ma wynieść 7 szt. miesięcznie.

Samolot miałby zastąpić w przyszłości samoloty tłokowe T-25 „Universal II”. Zatem szkolenie na tym samolocie następowałoby po przejściu początkowego szkolenia na samolocie T-23 „Uirapuru”, a poprzedzałoby przejście na odrzutowy samolot „Xavante” (licencyjny M.B.326).

Konstrukcja. Samolot jest dolnopłatem, wyposażonym w proste skrzydła o obrysie trapezowym. Przykadłubowy profil skrzydła NACA 63_2A-415 i NACA 63A-212 na końcu. Konstrukcja całkowicie metalowa. Klapy są szczelinowe, lotki o stałej cięciwie. Brak klapek wyważających.

Kadłub jest półskorupowy. Kabina z miejscami położonymi jedno za drugim. Drugie miejsce położone wyżej od pierwszego. Zastosowano lekkie fotele Martin Baker Mk 8L. Osłona kabiny jednoczęściowa. Za miejscami załogi jest umieszczony bagażnik. Usterzenie jest konwencjonalne. Stery wyważone aerodynamicznie. Klapa wyważająca na lewej połówce steru wysokości. Podwozie trójpodporowe z przednim kołem, całkowicie chowane w locie. Amortyzatory olejowo-powietrzne.

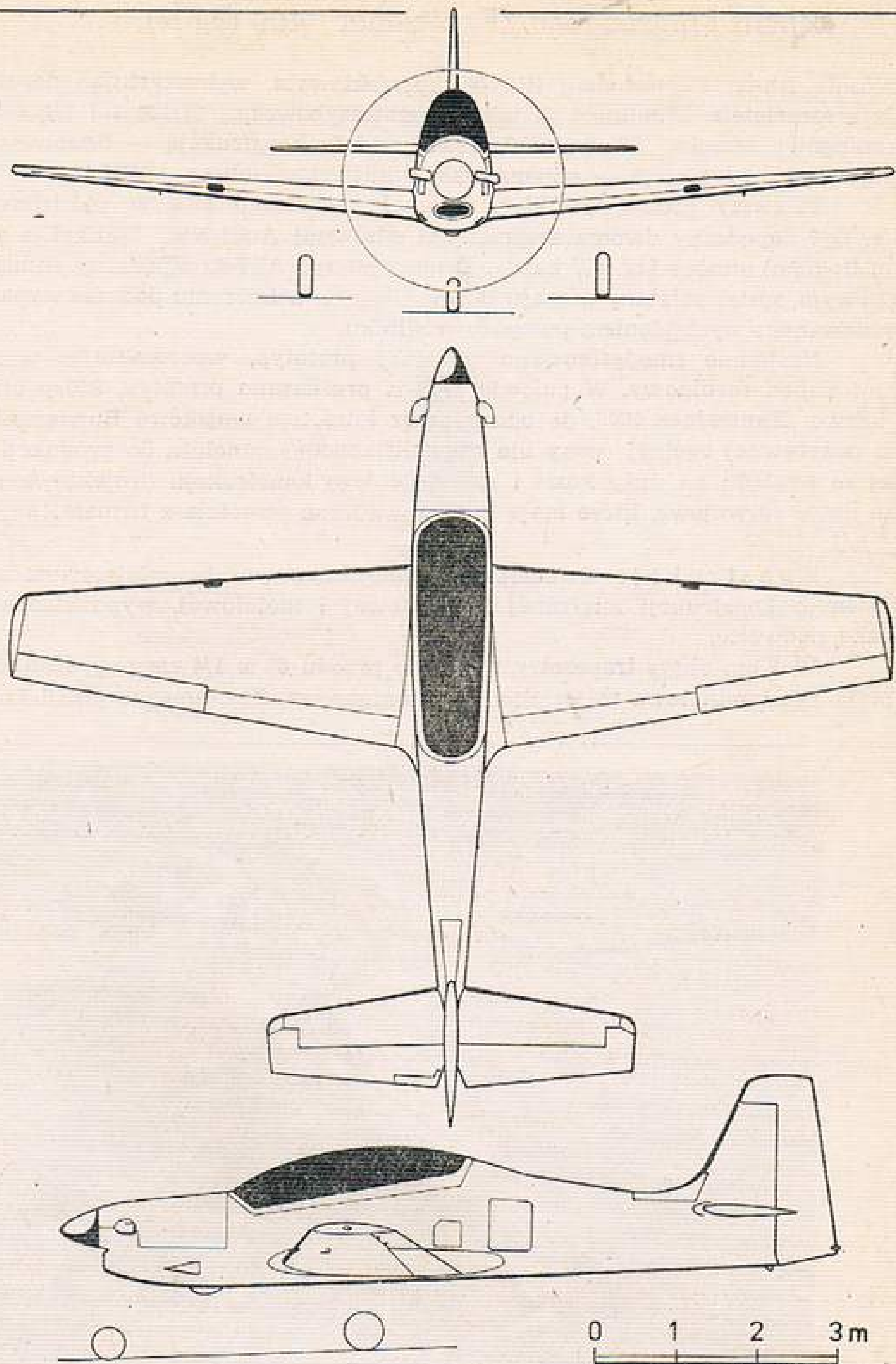
Samolot jest wyposażony w jeden silnik turbośmigłowy Pratt Whitney of Canada PT6A-25C o obniżonej mocy do 436 kW, zabudowany w przedniej części kadłuba, napędzający trójłopatowe śmigło o stałej prędkości obrotowej. Zapas paliwa wynosi 680 dm³.

Uzbrojenie samolotu, mocowane na czterech podskrzydłowych węzłach podwieszenia, może składać się z zasobników z karabinami maszynowymi i z 350 sztukami amunicji każdy, bomb (np. bomb po 113 kg) i zasobników z pociskami rakietowymi. Maksymalna masa podwieszonych środków bojowych — 560 kg.



Embraer EMB-312 (T-27), prototyp w locie

D a n e t e c h n i c z n e. Rozpiętość — 11,09 m, długość — 10,15 m, wysokość — 3,40 m, powierzchnia płata — 19,4 m²; maksymalna masa startowa — 2350 kg, prędkość maksymalna na wysokości 4000 m — 457 km/h, maksymalna prędkość przelotowa — 438 km/h, prędkość minimalna z wychylonymi klapami — 124 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 10,8 m/s, pułap praktyczny — 9940 m, długość startu do wysokości 15 m — 510 m, długość lądowania z wysokości 15 m — 505 m, zasięg maksymalny przy prędkości ekonomicznej z rezerwą paliwa na 30 min lotu — 2112 km.



Embraer EMB-312 (T-27)

Rhein Flugzeugbau „Fantrainer" 400 (RFN)

Wytwórnia Rhein Flugzeugbau (RFN) zaprojektowała, wykorzystując doświadczenia z samolotem „Fanliner" (a także z motoszybowcami Sirius I i II), szkolno-treningowy samolot „Fantrainer". Prace nad tą konstrukcją — budowa prototypu i jego modyfikacja — sfinansowało ministerstwo obrony RFN.

Pierwszy prototyp AWI-2, dokonał pierwszego lotu w październiku 1977 r. Był napędzany dwoma zespolonymi silnikami Audi-NSU Wankel (z krążącym tłokiem) o mocy 112 kW każdy. Drugi prototyp ATI-2, napędzany silnikiem turbinowym, został oblatany w maju 1978 r. Uległ on zniszczeniu podczas wypadku spowodowanego wystąpieniem pompażu w silniku.

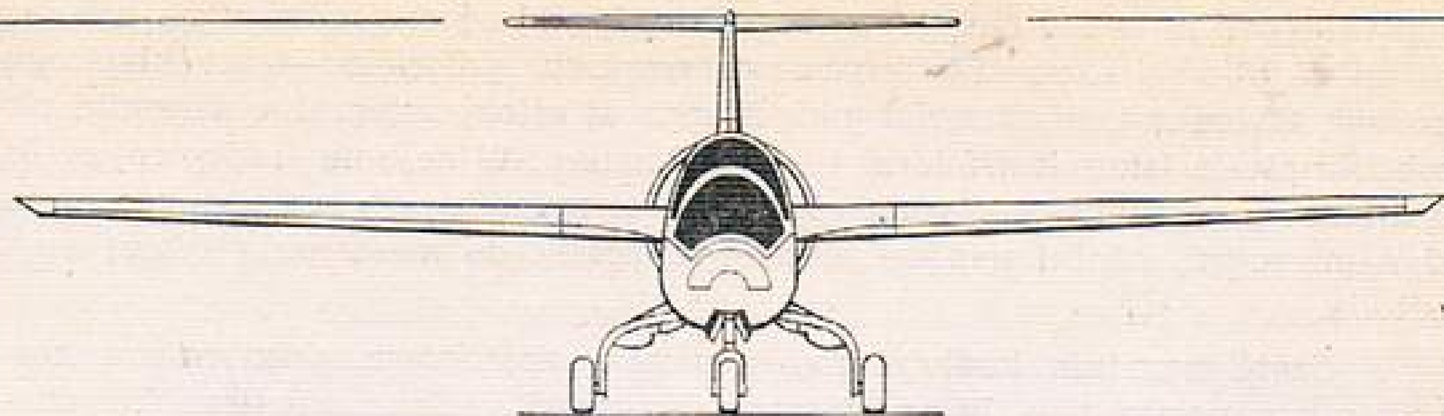
Następnie zmodyfikowano pierwszy prototyp, wprowadzając w nim również napęd turbinowy. W połowie 1979 r. przekazano prototyp, który otrzymał nazwę „Fantrainer 400", do oceny przez lotnictwo wojskowe Bundeswehry. Mimo pozytywnej ogólnej oceny nie zakwalifikowano samolotu do produkcji seryjnej ze względu na duży koszt i złożoność jego konstrukcji. Projektowane są dalsze prace rozwojowe, które mają być prowadzone wspólnie z firmami amerykańskimi.

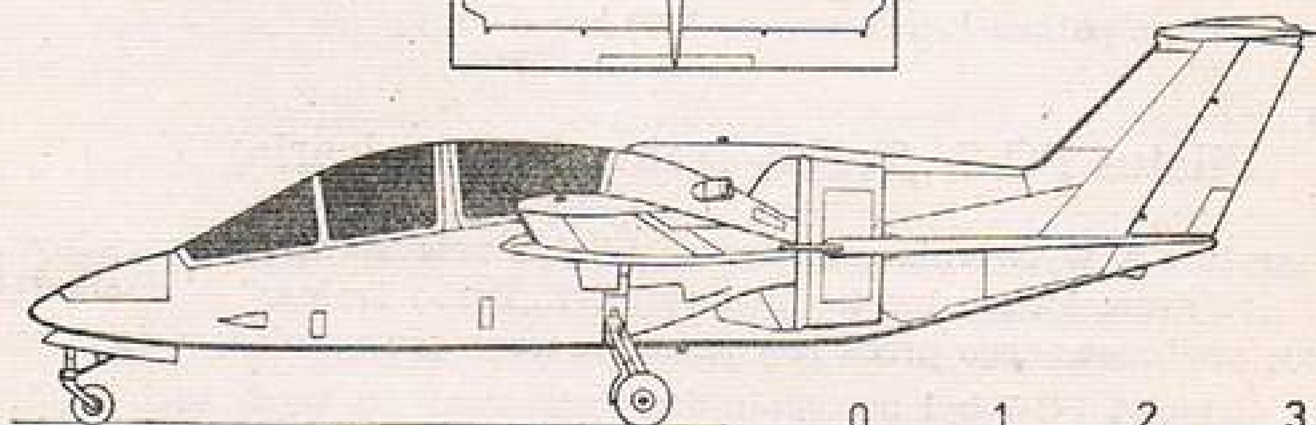
K o n s t r u k c j a. Samolot jest jednosilnikowym dwumiejscowym średniopłatem o konstrukcji mieszanej laminatowej i metalowej, wyposażonym w chowane podwozie.

Płat ma obrys trapezowy i skos do przodu 6° w 1/4 cięciwy. Konstrukcja płata jest laminatowa trójdzielna, dwudźwigarowa. Zastosowano profil Eppler



Rhein Flugzeugbau „Fantrainer" 400 prototyp







Rhein Flugzeugbau „Fantrainer 400"

502 o względnej grubości 15,7%. Środkowa część płata jest zamocowana na stałe do kadłuba. Dźwigary są z przesyconego rowingu, pokrycie — przekładkowe. W noskach zewnętrznych skrzydeł umieszczone są cztery integralne zbiorniki paliwowe. Na płacie laminatowe lotki i klapy Fowlera. W kesonie środkowej części płata mieszczą się wnęki podwozia głównego, w spływie — siłowniki hamulców aerodynamicznych, silniki napędu klap oraz okucia do mocowania tylnej części kadłuba.

Część przednia kadłuba ma strukturę skorupową, wzmocnioną konstrukcją z rur metalowych. W nosku przedniej części kadłuba mieszczą się: wnęka podwozia przedniego, przedział wyposażenia elektronicznego dostępny od góry oraz kabina załogi. Fotele pilotów są umieszczone jeden za drugim — drugi fotel z przewyższeniem. Sterownice zdwojone. Fotele i pedały mają regulowane położenie. Osłony indywidualne, odchylane na bok. Sterowanie lotkami i sterem wysokości — popychaczowe, sterem kierunku — linkowe. Podwozie jest trójpodporowe z kołem przednim, wciągane i wypuszczane hydraulicznie. Podwozie przednie z laminatową goleniąsprężystą i samonastawnym kołem na widelcu jest chowane do noska kadłuba. Podwozie główne z laminatowymi goleniami sprężystymi jest chowane do środkowej części skrzydła i środkowej części kadłuba. Koła podwozia głównego wyposażone w tarczowe hamulce hydrauliczne.

W kadłubie jest zabudowany silnik turbinowy Allison 250-C20B o mocy 313,5 kW z reduktorem i sprzęgłem odśrodkowym, przenoszącym napęd do wentylatora. Otunelowany wentylator jest siedmiopłatowy z łopatami z kompozytu węglowego, zaprojektowany przez firmę Dowty-Rotol, skok łopat wentylatora jest przestawiany hydraulicznie. Wloty powietrza do silnika z boku kadłuba u nasady skrzydeł.

Wyposażenie radionawigacyjne umożliwia loty w warunkach IFR

D a n e t e c h n i c z n e. Rozpiętość — 9,60 m, długość — 8,02 m (8,95 m z wysięgnikiem z przodu kadłuba), wysokość — 2,90 m, powierzchnia płata — 13,90 m^2; masa własna — 925 kg, maksymalna masa startowa — 1580 kg (do akrobacji — 1350 kg), osiągi obliczeniowe przy masie startowej do akrobacji: prędkość maksymalna na wysokości 0 m — 354 km/h, maksymalna prędkość przelotowa na wysokości 6100 m — 315 km/h, długość startu do wysokości 15 m przy masie startowej 1350 kg — 390 m, długość lądowania z wysokości 15 m przy masie do lądowania 1100 kg — 410 m, zasięg przy wysokości lotu 915 m z maksymalnym zapasem paliwa bez rezerw — 1300 km.

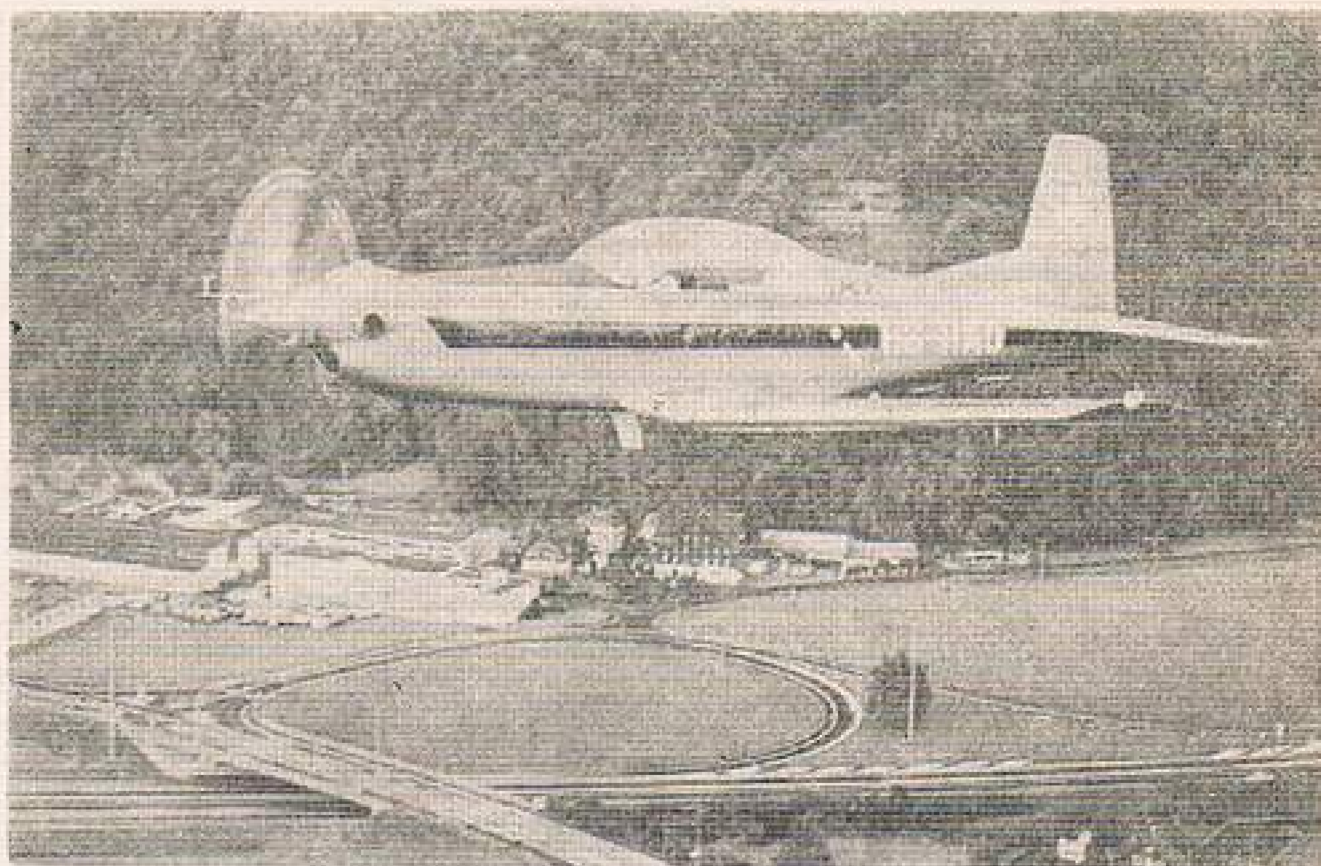
Pilatus PC-7 „Turbo-Trainer" (Szwajcaria)

Na wiosnę 1975 r. wytwórnia szwajcarska Pilatus przedstawiła potencjalnym nabywcom nowy samolot szkolno-treningowy PC-7 „Turbo Trainer" — zmodyfikowaną wersję produkowanego przed laty samolotu treningowego o napędzie tłokowym.

Samolot PC-7 był następnie demonstrowany na wystawach lotniczych, a w wyniku otrzymanych zamówień wprowadzono go do produkcji seryjnej. W grudniu 1978 r. samolot uzyskał certyfikat, stwierdzający zgodność z przepisami FAR 23. Zamówiły go m.in. Meksyk, Birma, Boliwia i Gwatemala. W 1978 r.

były produkowane dwa samoloty miesięcznie, w 1979 r. liczba ta wzrosła do 4—5 sztuk miesięcznie. Pierwsza i druga seria liczyły po 30 sztuk.

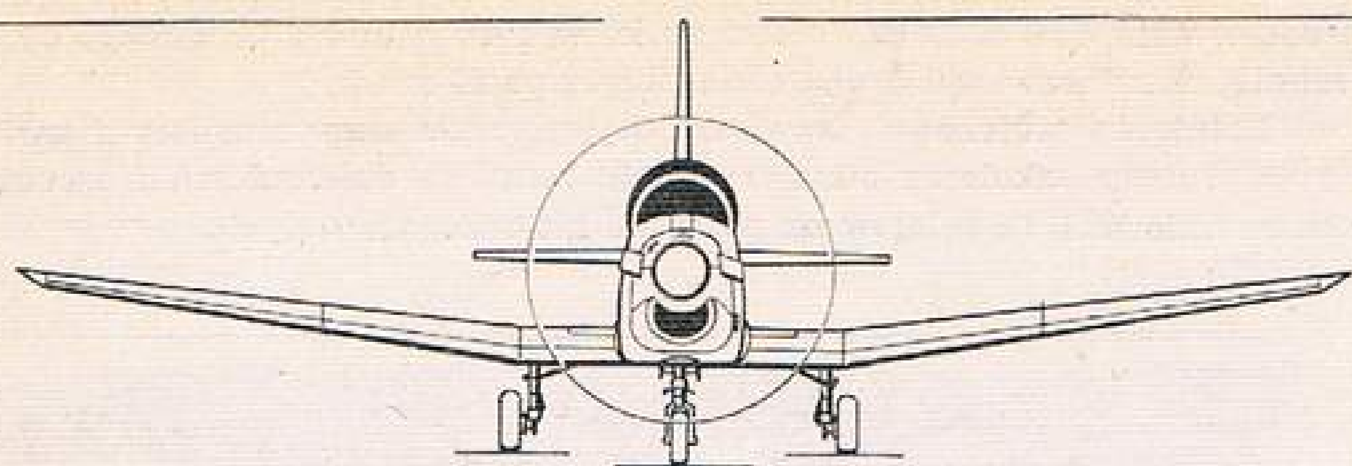
Lotnictwo wojskowe Szwajcarii wypożyczyło dwa samoloty i zastosowało je w procesie szkolenia pilotów w celu zebrania doświadczeń i ewentualnego zamówienia serii samolotów na początku lat osiemdziesiątych.

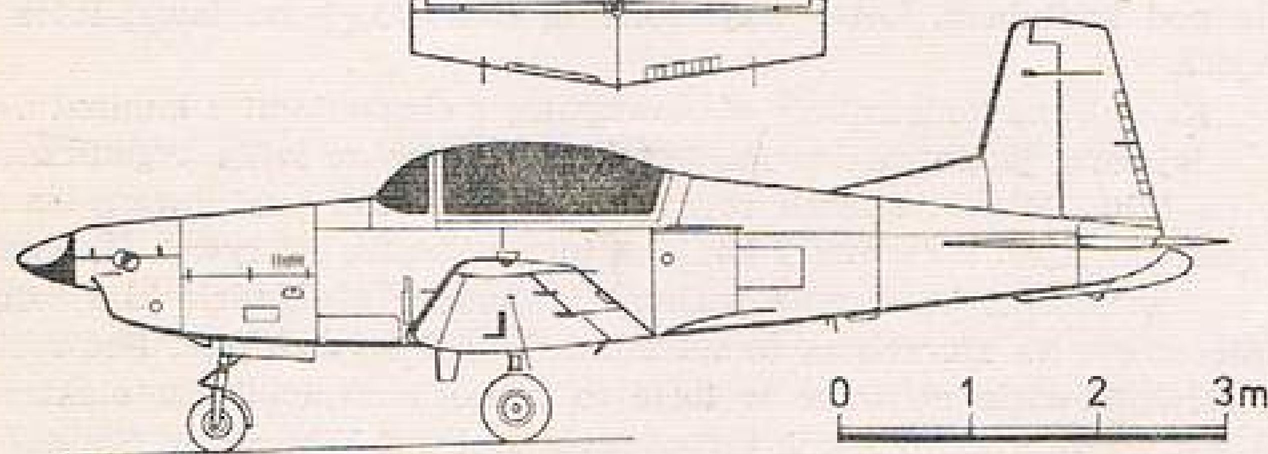


Samolot Pilatus PC-7 „Turbo Trainer", wersja seryjna

K o n s t r u k c j a. Samolot jest przeznaczony do szkolenia i treningu w lotach zwykłych i trudnych warunkach atmosferycznych oraz w akrobacji. Jest to jednosilnikowy, całkowicie metalowy dolnopłat z chowanym podwoziem. Płat ma obrys prostokątny w części środkowej. Skrzydła zewnętrzne są trapezowe. Płat jest jednodźwigarowy, niedzielony, mocowany od dołu do kadłuba. Zastosowano klapy krokodylowe, czteroczęściowe, umieszczone także pod środkową częścią płata pod kadłubem. Lotki wyważone są masowo — na lewej lotce klapka wyważająca.

Kadłub ma konstrukcję półskorupową z elementami z laminatu. Kabina załogi z miejscami jedno za drugim, przykryta osłoną ze szkła organicznego, odsuwaną do tyłu. Położenie foteli regulowane. Bagażnik, usytuowany za tylnym fotelem, dostępny jest z zewnątrz kadłuba (przez boczną pokrywę). Kabina ogrzewana i przewietrzana. Usterzenie poziome i pionowe o układzie klasycznym ma obrys trapezowy. Na sterach są umieszczone klapki wyważające. Podwozie trójpodporowe, całkowicie chowane w locie za pomocą mechanizmu elektrycznego. Samolot jest wyposażony w silnik turbośmigłowy Pratt Whitney of Canada PT6A-25A o mocy (obniżonej) 410 kW, napędzający przestawialne trójłopatowe śmigło Hartzell o stałej prędkości obrotowej. Zapas paliwa w zbiornikach integralnych





Pilatus PC-7 „Turbo Trainer"

w skrzydłach wynosi 476 dm³. Na życzenie zamawiającego samolot może być uzbrojony. Przewidziano 6 podskrzydłowych węzłów podwieszenia uzbrojenia o łącznej maksymalnej masie 1040 kg.

D a n e t e c h n i c z n e. Rozpiętość — 10,40 m, długość — 9,77 m, wysokość — 3,21 m, powierzchnia płata — 16,6 m²; masa własna — 1300 kg, masa startowa w konfiguracji gładkiej (do akrobacji) — 1900 kg, maksymalna masa startowa — 2700 kg, maksymalna masa podwieszanego uzbrojenia — 1040 kg, osiągi przy masie startowej 1900 kg: prędkość maksymalna — 500 km/h, maksymalna prędkość przelotowa — 435 km/h, prędkość minimalna z wychylonymi klapami — 113 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 10 m/s, długość startu do wysokości — 15 m — 310 m, maksymalny zasięg z rezerwą paliwa na 20 min lotu — 1300 km/h.

Beechcraft T-34C (USA)

W 1973 r. wytwórnia Beech Air-Craft Corporation otrzymała od marynarki wojennej Stanów Zjednoczonych zamówienie na modyfikację dwóch samolotów T-34B. Zmodyfikowany samolot miał zostać wprowadzony do systemu szkolenia marynarki i zastąpić zużyte samoloty T-34B.

W nowej wersji samolotu zastosowano nowe wyposażenie radionawigacyjne i silnik turbośmigłowy Pratt Whitney PT6A-25 o ograniczonej maksymalnej mocy do 298 kW. Ograniczenie mocy przedłużyło żywotność silnika. Ma on też stałe osiągi w dużym zakresie wysokości i temperatur. Prototyp doświadczalny wyposażony w ten silnik otrzymał oznaczenie YT-34C i dokonał pierwszego lotu we wrześniu 1973 r. Pierwszy samolot seryjny z zamówionych następnie 184 sztuk



Beechcraft T-34C

został przekazany marynarce USA w listopadzie 1977 r. Do 1 marca 1979 r. zbudowano 163 sztuki. Wersja cywilna „Turbine Mentor" 34C jest w użytku w Algierii (6 sztuk). Wersja uzbrojona eksportowa T-34C-1 znajduje się w użytku w kilku państwach.

Konstrukcja. T-34C jest dolnopłatem o miejscach załogi umieszczonych jedno za drugim. Proste skrzydła mają obrys trapezowy. Profile skrzydła: przykadłubowy NACA 23016.5 (zmodyfikowany) i NACA 23012 na końcu. Konstrukcja płata ze stopu lekkiego z pracującym kesonem. Tylne klapy szczelinowe wychylane są elektrycznie. Lotki ze stopu lekkiego wyposażone w klapki odciążające. Klapka wyważająca na lewej lotce.

Kadłub ma konstrukcję półskorupową. Fotele ucznia i instruktora umieszczone są jeden za drugim. Kabina jest klimatyzowana. Osłona kabiny jest odsuwana do tyłu. Usterzenie pionowe i poziome ma obrys trapezowy. Stery wyważone aerodynamicznie. Na sterach klapki wyważające. Podwozie jest trójpodporowe z przednim kołem, całkowicie chowane w locie. Hamulce hydrauliczne wielotarczowe.

Samolot jest wyposażony w silnik turbośmigłowy Pratt Whitney Aircraft of Canada PT6A-25 o mocy 533 kW, zredukowanej do 298 kW, napędzający trójłopatowe przestawialne śmigło Hartzell. Zapas paliwa w dwóch elastycznych zbiornikach w skrzydłach wynosi 492 dm^3.

Wyposażenie radionawigacyjne samolotu składa się z radiostacji UHF lub VHF, urządzenia pokładowego VOR lub TACAN, radiodalmierza (DME), transpondera, wskaźnika kąta natarcia, automatycznego radiokompasu, odbiornika radiolatarni znakującej i rozmównicy pokładowej.

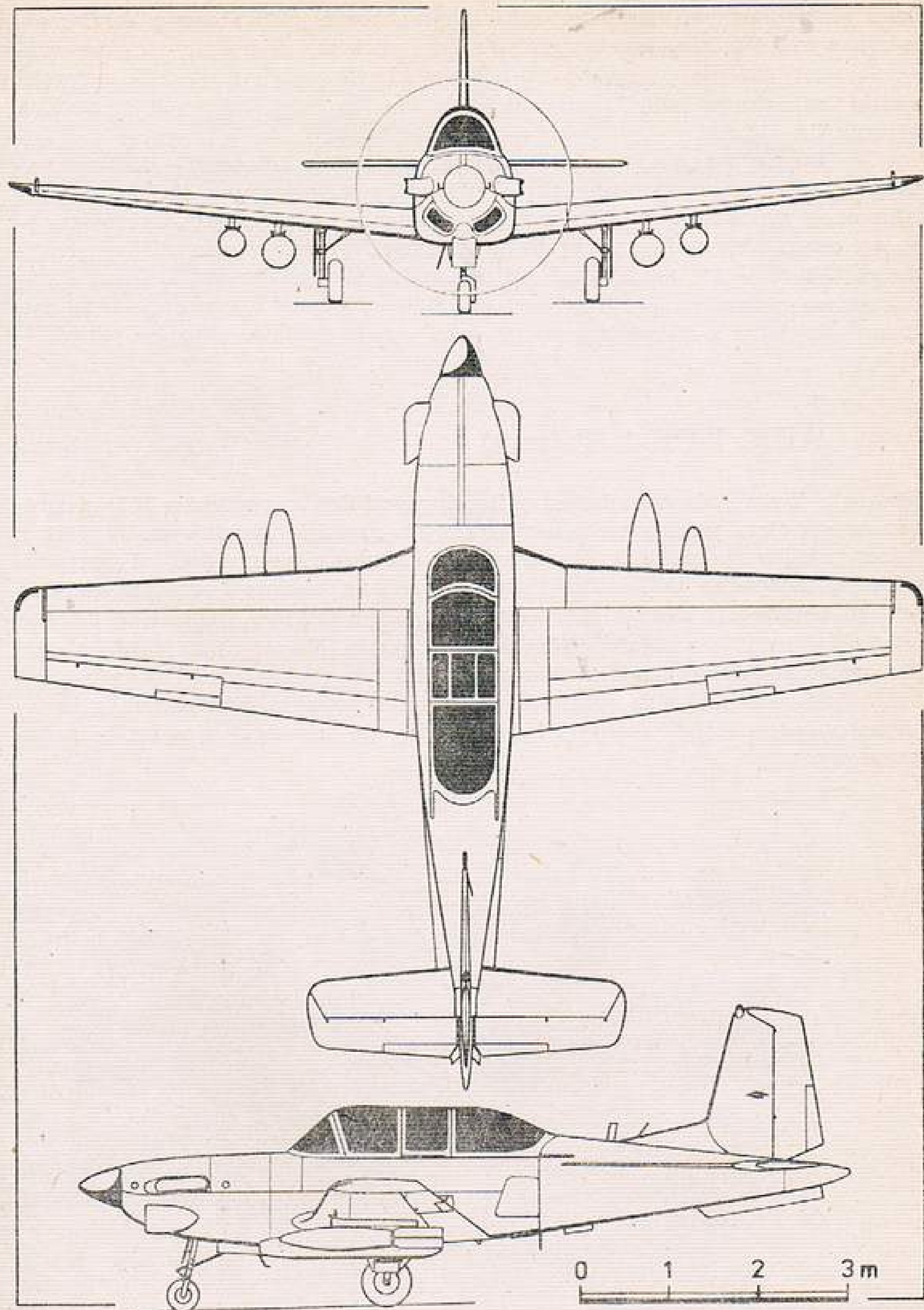
Możliwe jest zabudowywanie innych urządzeń radionawigacyjnych (np. Loran).

Dane techniczne T-34C. Rozpiętość — 10,16 m, długość — 8,75 m, wysokość — 3,02 m, powierzchnia płata — 16,71 m^2; masa własna — 1334 kg, maksymalna masa startowa — 1950 kg; osiągi przy maksymalnej masie startowej: maksymalna prędkość na wysokości 5335 m — 414 km/h, maksymalna prędkość przelotowa na wysokości 5335 m — 397 km/h, prędkość minimalna w konfiguracji gładkiej — 102 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 6,6 m/s, pułap praktyczny — 9145 m, maksymalny zasięg na wysokości 6100 m — 1205 km.

Beechcraft T-34C-1 (USA)

T-34C-1 jest eksportową, uzbrojoną wersją samolotu Beechcraft T-34C. Została ona zakupiona przez Maroko (12 szt.), Ekwador (20 szt.), Indonezję (16 szt.), Peru (6 szt.) i Argentynę (15 szt.). Dostawy tych samolotów zostały ukończone. Samolot różni się od wersji T-34C wyposażeniem i uzbrojeniem.

Uzbrojenie samolotu podwieszane jest na czterech węzłach podskrzydłowych. Wewnętrzne węzły są przystosowane do przenoszenia środków bojowych o masie do 272 kg każdy, zewnętrzne — do 136 kg. Łączna masa podwieszanych środków bojowych nie może przekroczyć 544 kg. Węzły podwieszenia są wyposażone w zamki, które umożliwiają przenoszenie zasobników z bombami, zasobni-



Beechcraft T-34C-1

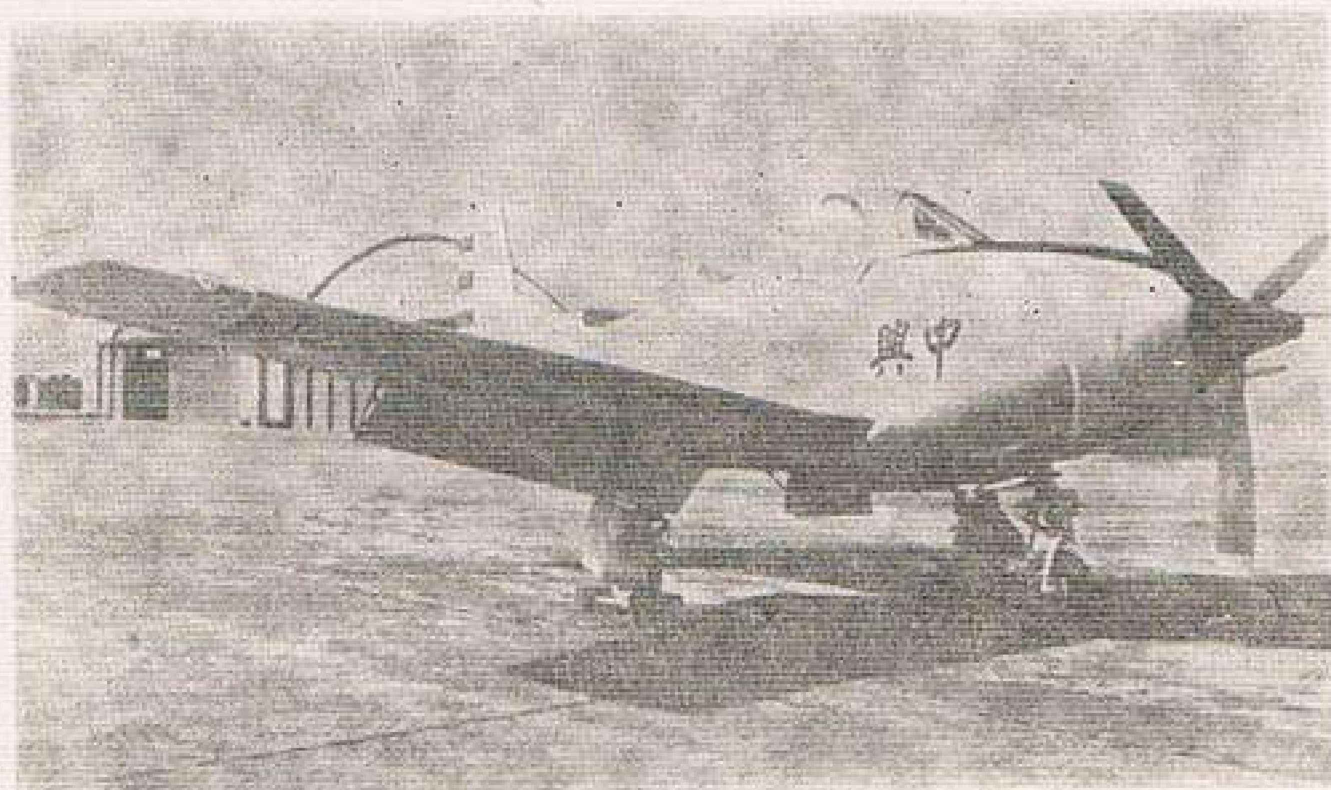
ków z niekierowanymi pociskami rakietowymi, bomb, zasobników z karabinami maszynowymi Minigun, bomb zapalających i pocisków kierowanych przewodowo. Samolot jest przystosowany do holowania celów do strzelań. W przedniej kabinie umieszczono pulipit sterowania zrzutem środków bojowych i celownik optyczny CA-513.

D a n e   t e c h n i c z n e. Rozpiętość — 10,16 m, długość — 8,75 m, wysokość — 3,08 m, powierzchnia płata — 16,71 m^2; masa własna — 1356 kg, maksymalna masa startowa — 2495 kg, maksymalna masa podwieszanego uzbrojenia — 544 kg; osiągi przy maksymalnej masie startowej: prędkość maksymalna na wysokości 5500 m — 318 km/h, prędkość minimalna z wychylonymi klapami i wypuszczonym podwoziem — 128 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 2,8 m/s, promień działania z czterema powieszeniami i maksymalnym zapasem paliwa — 555 km.

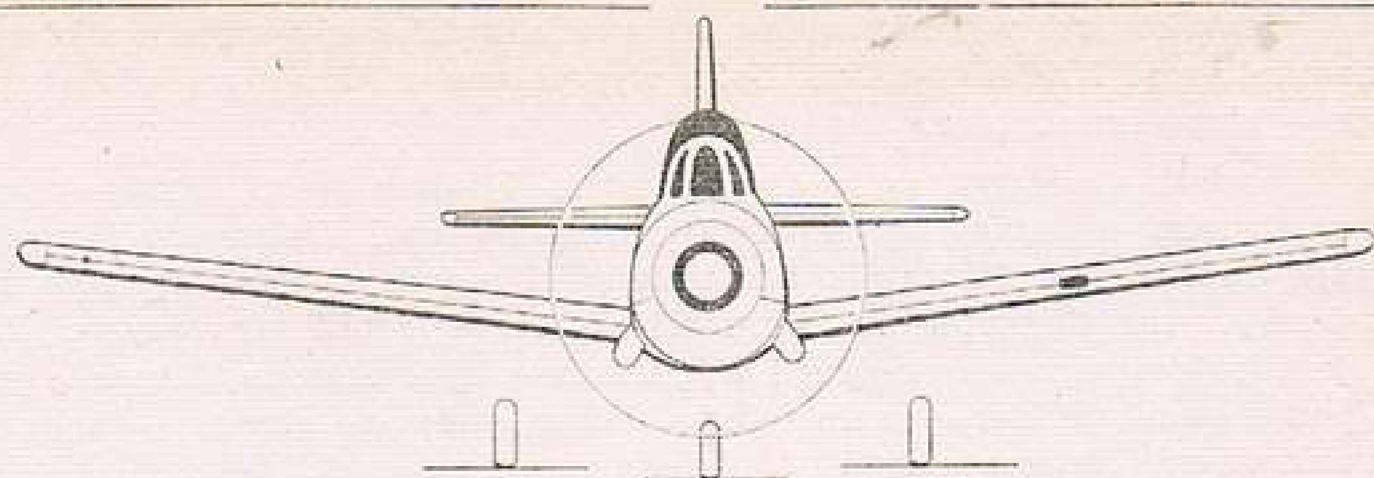
AIDC T-CH-1 (Tajwan)

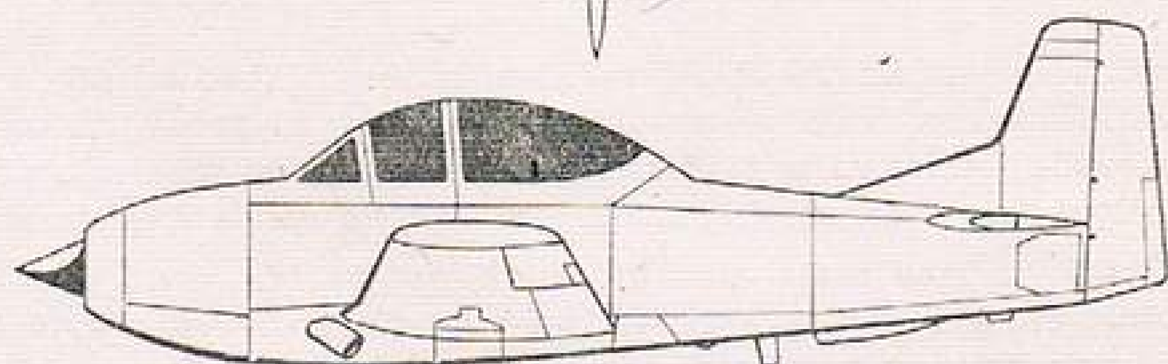
Tajwańska Wytwórnia Aero Industry Development Center podjęła w 1970 r. opracowanie samolotu treningowego o turbinowym napędzie śmigłowym. W 1972 r. rozpoczęto opracowanie dwóch prototypów, z których pierwszy dokonał pierwszego lotu w listopadzie 1973 r. Drugi prototyp, zmodyfikowany i przystosowany do treningu bojowego i obserwacji (jako tzw. czołowe latające stanowisko dozoru), został oblatany w listopadzie 1974. Produkcja rozpoczęła się w maju 1976 r. Zamówiono 50 samolotów dla lotnictwa tajwańskiego.

K o n s t r u k c j a. T-CH-1 jest dwumiejscowym dolnopłatem o turbinowym napędzie śmigłowym, jest przeznaczony do treningu, a także do zadań szturmowych.



Samolot AIDC T-CH-1







0 1 2 3 m

AIDC T-CH-1

Samolot jest wyposażony w całkowicie metalowe skrzydła o obrysie trapezowym, profil NACA 64-2A215. Lotki wyposażone w klapki wyważające. Na spływie — klapy szczelinowe.

Kadłub ma konstrukcję półskorupową. Miejsca załogi usytuowane są jedno za drugim w kabinie ogrzewanej i przewietrzanej. Usterzenie klasyczne o obrysie trapezowym. Statecznik bez zmiany kąta ustawienia. Na sterze kierunku i na obydwóch połówkach steru wysokości — klapki wyważające. Podwozie jest trójpodporowe wciągane i wypuszczane hydraulicznie. Przednie podwozie jest chowane w kierunku do tyłu w kadłub, podwozie główne — w skrzydła. Amortyzatory olejowo-gazowe. Hamulce typu „Goodyear".

Samolot jest wyposażony w produkowany na podstawie licencji silnik turbośmigłowy Lycoming T-53-L-701 o mocy 1082 kW, napędzający przestawialne trójłopatowe śmigło Hamilton Standard. Zapas paliwa w czterech zbiornikach w płacie i jednym w kadłubie wynosi łącznie 963 dm^3.

Samolot jest wyposażony m.in. w radiostację UHF i automatyczny radiokompas.

D a n e   t e c h n i c z n e. Rozpiętość — 12,19 m, długość — 10,26 m, wysokość — 3,66 m, powierzchnia płata — 25,18 m^2; masa własna — 2608 kg masa startowa w konfiguracji gładkiej — 3402 kg, maksymalna masa startowa — 5057 kg, maksymalna masa podwieszanego uzbrojenia — 1340 kg; osiągi przy masie samolotu 3447 kg: prędkość maksymalna na wysokości 4570 m — 592 km/h, maksymalna prędkość przelotowa na wysokości 4570 m — 407 km/h, ekonomiczna prędkość przelotowa na wysokości 4570 m — 315 km/h, prędkość minimalna w konfiguracji do lądowania — 93 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 17,3 m/s, pułap praktyczny — 9755 m, długość startu do wysokości 15 m — 244 m, długość lądowania z wysokości — 15 m — 381 m, zasięg z maksymalnym zapasem paliwa — 2010 km.

Samoloty szkolne o napędzie odrzutowym

TS-11 „Iskra" (Polska)

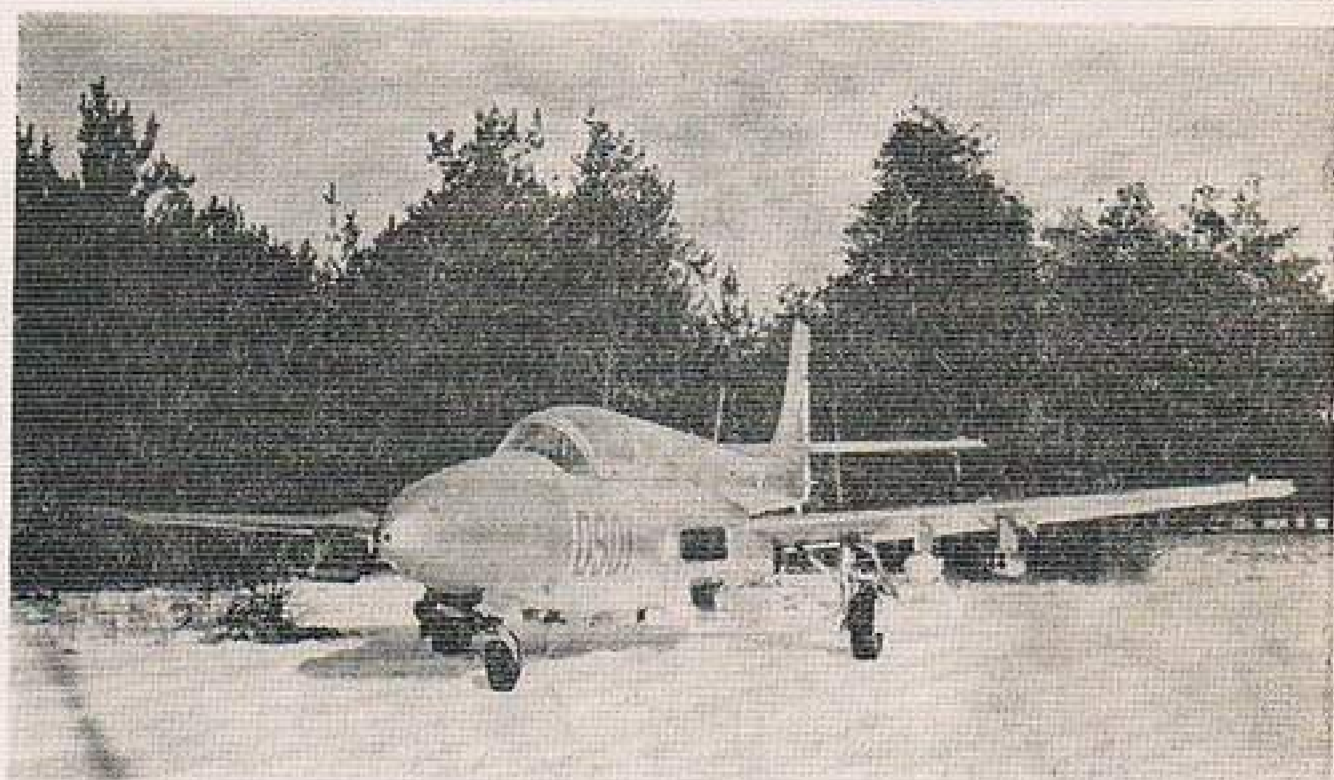
Szkolno-treningowy samolot TS-11 „Iskra" (oznaczenie „TS" to inicjały konstruktora samolotu, Tadeusza Sołtyka) został wprowadzony do produkcji seryjnej w polskim przemyśle lotniczym w 1962 r. i jest stosowany do szkolenia pilotów w polskim lotnictwie wojskowym. Używa go również wojskowe lotnictwo Indii.

Wzrost osiągów samolotów bojowych, znajdujących się w uzbrojeniu polskiego lotnictwa wojskowego, stał się podstawą sformułowania wymagań taktyczno-technicznych na nowy samolot. W 1957 r. został opracowany projekt wstępny. W latach 1958—1959 kontynuowano prace konstrukcyjne i przystąpiono do budowy czterech prototypów, z których pierwszy do prób statycznych ukończono w marciu 1959 r. (przeprowadzono na nim ok. 50 prób statycznych). Prototyp do badań w locie dokonał pierwszego lotu 5 lutego 1960 r.

W następnym roku włączono do prób dwa pozostałe prototypy i przeprowadzono próby homologacyjne (państwowe próby kontrolne, które udowodniły przydatność samolotu do szkolenia pilotów wojskowych). Pierwszy lot „Iskry" seryjnej odbył się w 1963 r., a w następnym roku rozpoczęto szkolenie uczniów.

Pierwsze serie samolotów TS-11 „Iskra" miały turboodrzutowy silnik HO-10 o ciągu 7,8 kN, wzorowany na istniejących konstrukcjach. Równolegle z opracowaniem płatowca konstruowano mocniejszy silnik o większym ciągu 9,81 kN. Prototyp wyposażony w ten silnik dokonał pierwszego lotu w 1964 r. Na tym samolocie w jesieni 1964 r. uzyskano cztery międzynarodowe rekordy w klasie samolotów o masie do 3000 kg:

— prędkości lotu na bazie 15/25 km	— 839 km/h
— prędkości lotu w obwodzie zamkniętym 100 km	— 730,7 km/h
— prędkości lotu w obwodzie zamkniętym 500 km	— 730,7 km/h
— odległości w obwodzie zamkniętym	— 510 km/h.



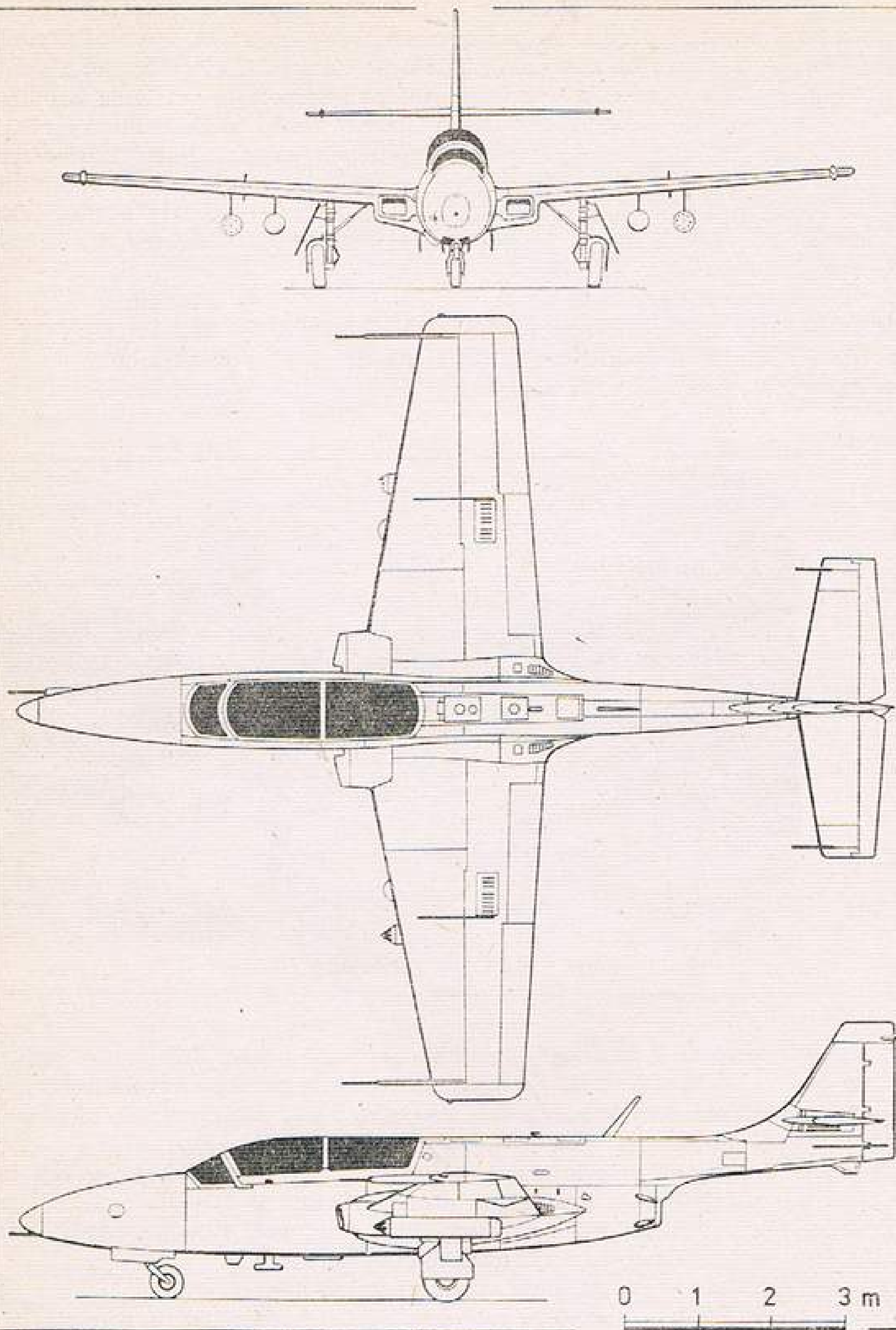
Samolot TS-11 „Iskra" bis D — uzbrojony

Pierwsze trzy rekordy ustanowił pilot-oblatywacz inż. L. Natkaniec, czwarty inż. A. Abłamowicz. Równolegle z produkcją samolotu trwały prace nad jego udoskonaleniem. Powstawały nowe wersje samolotu różniącego się wyposażeniem, zaspołem napędowym i uzbrojeniem.

W drugiej połowie lat sześćdziesiątych wprowadzono do produkcji seryjnej nową, zmodyfikowaną wersję silnika, oznaczonego SO-3, o zwiększonym resursie. Silnik ten zastosowano w samolotach seryjnych. Kolejne odmiany samolotu, wprowadzone do produkcji, oznaczono następująco:

— TS-11 „Iskra" bis — podstawowy samolot szkolno-treningowy,

— TS-11 „Iskra" bis B — samolot z czterema węzłami podwieszania wyrzutni pocisków rakietowych,



Samolot TS-11 „Iskra” bis D

— TS-11 „Iskra" bis C — samolot przystosowany do zadań rozpoznawczych z trzema aparatami fotograficznymi,

— TS-11 „Iskra" bis DF — o wzbogaconym asortymencie uzbrojenia i dodatkowo z trzema stanowiskami aparatów fotograficznych.

Prototyp wersji TS-11 „Iskra" bis B nosił oznaczenie „Iskra" 100, a prototypy wersji „Iskra" bis C i bis D — „Iskra" 200. Zbudowany został również prototyp wersji jednomiejscowej, „Iskra 200BR", napędzany silnikiem o większym ciągu, 10,8 kN, uzbrojony bardziej bogato, o większym zapasie paliwa, z aparatem fotograficznym w miejscu drugiej kabiny. Wersja jednomiejscowa nie weszła do produkcji seryjnej.

Konstrukcja. Samolot TS-11 „Iskra" jest dwumiejscowym szkolno-treningowym średniopłatem o napędzie odrzutowym. Płat samolotu ma obrys trapezowy. Zastosowano profil NACA 64209 u nasady i NACA 64009 na końcu skrzydła. Płat jest wyposażony w lotki wychylane za pośrednictwem wzmacniaczy hydraulicznych, dwuszczelinowe klapy oraz hamulce aerodynamiczne na górnej i dolnej powierzchni skrzydeł. W skrzydłach znajdują się integralne zbiorniki paliwa.

Kadłub jest półskorupowy. Przód kadłuba stanowi laminatowa, odejmowana osłona, umożliwiająca łatwy dostęp do umieszczonych pod nią na przestrzennej kratownicy wyposażenia i działka. W części środkowej kadłuba znajduje się kabina ciśnieniowa klimatyzowana ucznia i instruktora, wyposażona w fotele wyrzucane, przykryta wspólną osłoną ze szkła organicznego, otwierana hydraulicznie od góry do tyłu; za kabiną znajduje się kadłubowy gumowy zbiornik paliwa. Wloty powietrza do silnika są usytuowane u nasady skrzydeł, kanały powietrza wykonano z laminatu epoksydowego. Część środkowa kadłuba przechodzi w belkę ogonową, pod którą jest podwieszony silnik.

Usterzenie poziome klasyczne, umieszczone w 1/3 wysokości pionowego, ma obrys trapezowy. Statecznik pionowy jest integralny z kadłubem. Podwozie jest trójpodporowe, całkowicie chowane w locie. Golenie podwozia głównego, stanowiące amortyzatory olejowo-powietrzne, chowane są w skrzydła, koła — w osłony kanałów wlotowych do silnika.

Zespołem napędowym samolotu jest jeden silnik turboodrzutowy SO-3 o ciągu startowym 9,81 kN. Zapas paliwa wynosi 1200 dm^3.

Samolot jest wyposażony w instalacje: hydrauliczną o ciśnieniu 13,7 MPa, elektryczną (28,5 V, zasilaną prądnicą-rozrusznikiem o mocy 6 kW i od akumulatora podkładowego o pojemności 28 Ah), pneumatyczną, przeciwpożarową i przeciwoblodzeniową.

Wyposażenie radionawigacyjne samolotu składa się z radiostacji VHF (o zasięgu 120—350 km przy wysokościach lotu odpowiednio 1000—10 000 m), automatycznego radiokompasu, wskaźnika przelotu nad radiolatarnią, radiowysokościomierza i telefonu pokładowego.

Samolot jest uzbrojony w działko pokładowe kalibru 23 mm, zabudowane z prawej strony przedniej części kadłuba. Uzbrojenie podwieszane mocowane jest na 4 podskrzydłowych węzłach i może składać się z bomb, zasobników z niekierowanymi pociskami rakietowymi, oraz z karabinami maszynowymi.

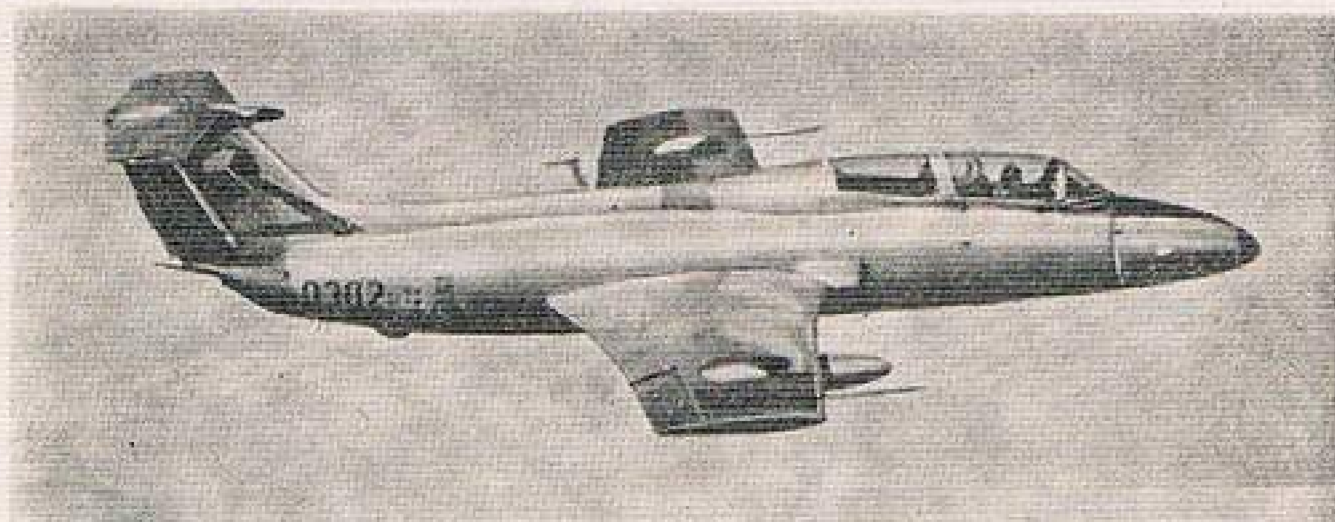
Dane techniczne (wersja bis D). Rozpiętość — 10,06 m, długość — 11,15 m, wysokość — 3,50 m, powierzchnia płata — 17,50 m²; masa własna — 2560 kg, masa startowa w konfiguracji gładkiej z 1200 dm³ paliwa — 3724 kg, maksymalna masa startowa — 3840 kg; osiągi samolotu z pełnym wewnętrznym zapasem paliwa: prędkość maksymalna na wysokości 5000 m — 720 km/h, prędkość przelotowa — 600 km/h, prędkość minimalna w konfiguracji do lądowania — 150 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 14,8 m/s, pułap praktyczny — 11 000 m, długość startu do wysokości 15 m — 1200 m, długość lądowania z wysokości 15 m — 1100 m, zasięg na wysokości 7000 m — 1400 km.

Aero L-29 „Delfin" (Czechosłowacja)

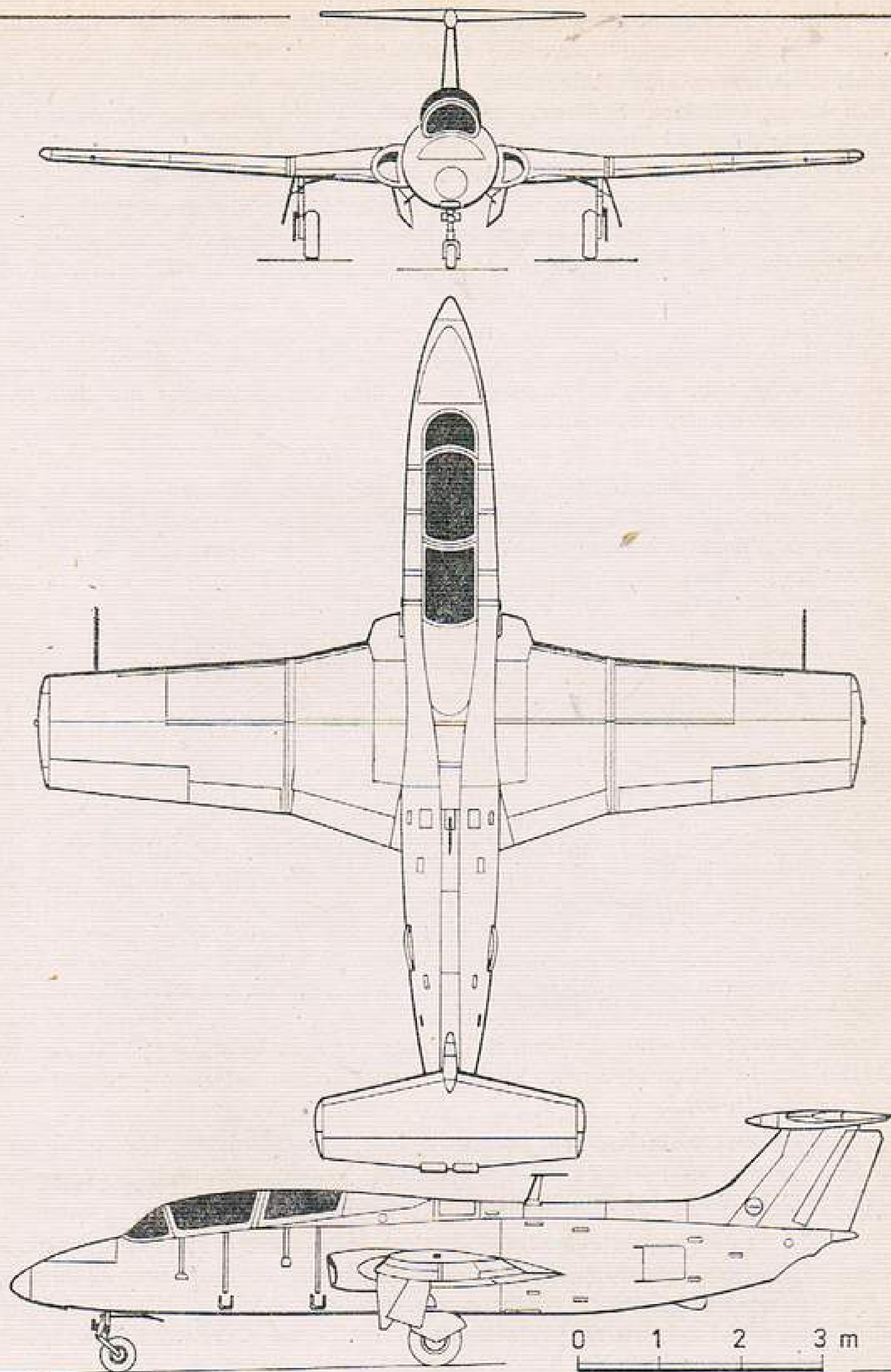
Pierwszy prototyp samolotu L-29 „Delfin" dokonał pierwszego lotu w kwietniu 1959 r. Był on napędzany silnikiem Viper 5. Badania w locie drugiego prototypu, wyposażonego w silnik konstrukcji czechosłowackiej M-701, rozpoczęto w lipcu 1960 r. W 1961 r. po przeprowadzeniu kwalifikacyjnych prób samolot został skierowany do produkcji seryjnej. Wszedł w skład wyposażenia lotnictwa jako samolot szkolny Czechosłowacji, ZSRR, Bułgarii, NRD, Rumunii, Węgier, a także Syrii, Nigerii, Ugandy i Indonezji. Zbudowano również jednomiejscową wersję akrobacyjną. Produkcja samolotu została zakończona.

Konstrukcja. Samolot jest średniopłatem wyposażonym w płat trapezowy rozszerzający się w części środkowej. Zastosowano profile: przykadłubowy NACA 64_2A217, na końcu skrzydła NACA 64_2A212. Konstrukcja jest jednodźwigarowa z pracującym kesonem. Na płacie znajdują się lotki wychylane bez wzmocnienia i wychylane hydraulicznie czterosegmentowe (po dwa na każdym skrzydle), klapy typu Fowlera. Na każdej lotce klapka wyważająca.

Konstrukcja kadłuba jest półskorupowa. Kabina załogi ciśnieniowa, z miejscami jedno za drugim. Fotele wyrzucane, tylny fotel położony o 0,152 m wyżej od pierwszego. Osłona przedniej kabiny otwierana na prawą stronę, tylna odsuwana do tyłu. Środkowa część kadłuba jest integralna ze środkową częścią płata. Tylna część kadłuba odejmowana w celu zapewnienia dostępu do silnika.



Aero L-29 „Delfin"



Aero L-29 „Delfin”

W tylnej części kadłuba po obydwóch jego stronach — wychylane hydraulicznie hamulce aerodynamiczne. Usterzenie w układzie „T". Statecznik poziomy przestawialny. Przestawianie statecznika powiązane z wychyleniem klap. Na sterze klapki wyważające. Podwozie trójpodporowe hydraulicznie chowane w locie. Podwozie główne chowane w skrzydła, przednie w kadłub. Amortyzatory olejowo-powietrzne, opony niskociśnieniowe, hamulce pneumatyczne.

Zespołem napędowym jest jeden silnik M-701c 500 ze sprężarką odśrodkową, rozwijający ciąg startowy 8,73 kN. Wewnętrzny zapas paliwa wynosi 1050 dm^3. Zbiorniki (dwa) aluminiowe. Instalacja hydrauliczna o ciśnieniu 10,8 MPa.

Wyposażenie radionawigacyjne składa się z radiostacji VHF, odbiornika radiomarkera, radiokompasu i radiowysokościomierza. Srodki bojowe mogą być mocowane na dwóch węzłach podwieszenia (dwie bomby po 100 kg lub pociski rakietowe, albo dwa zasobniki z karabinami maszynowymi lub dwa zbiorniki dodatkowe na 150 dm^3 paliwa).

Dane techniczne. Rozpiętość — 10,29 m, długość — 10,81, wysokość — 3,13 m, powierzchnia płata — 19,80 m^2; masa własna — 2280 kg, masa startowa normalna — 3280 kg; prędkość maksymalna na wysokości 5000 m — 575 km/h, prędkość przelotowa — 575 km/h, prędkość minimalna — 135 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 14 m/s, pułap praktyczny — 1100 m, zasięg maksymalny — 900 km.

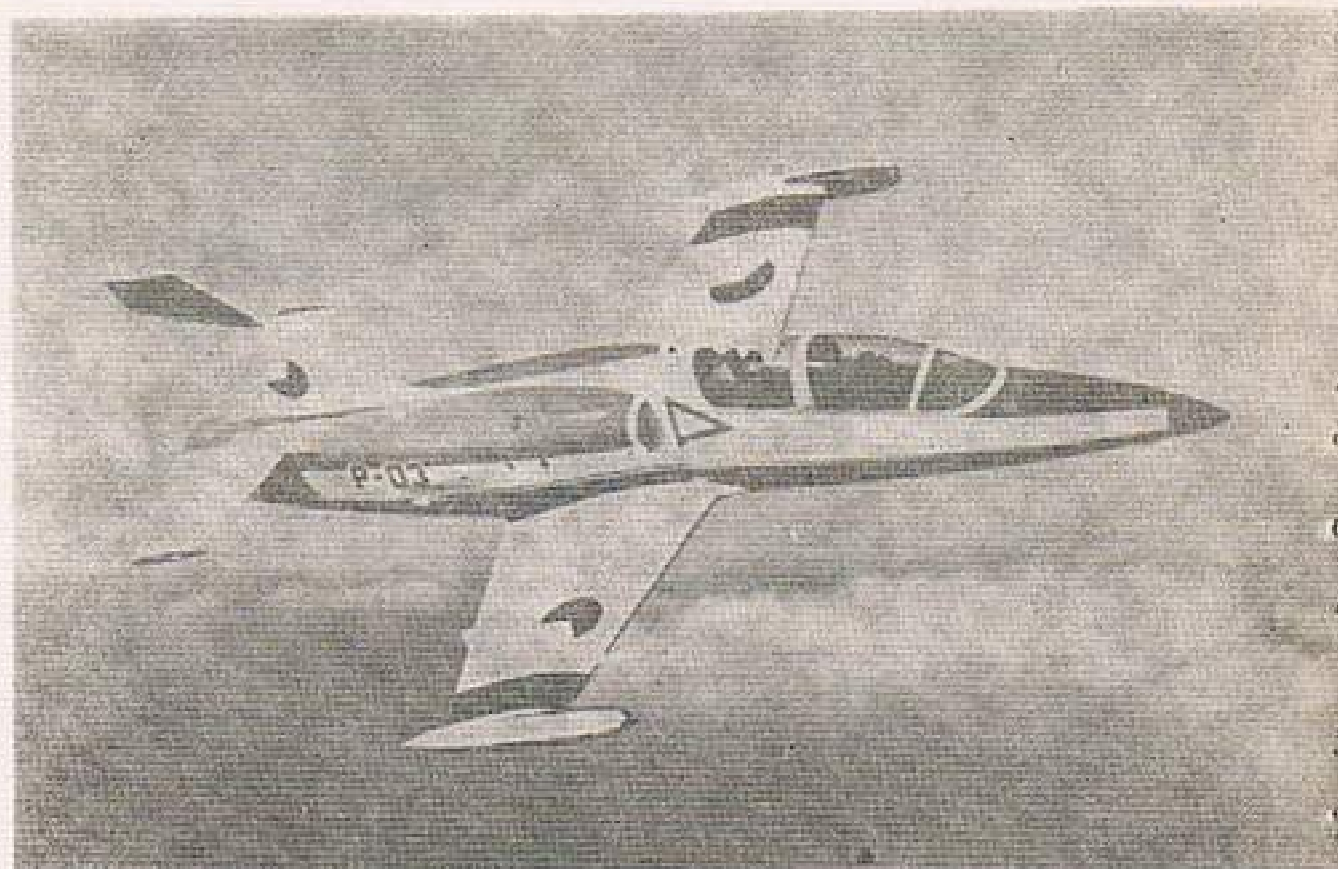
Aero L-39 „Albatros" (Czechosłowacja)

Samolot L-39, przeznaczony do podstawowego szkolenia i treningu, został opracowany w wytwórni Aero w Vodochach. Pierwszy prototyp został oblatany w listopadzie 1968 r. Do końca 1970 r. ukończono pięć prototypów do badań w locie i dwa do naziemnych badań wytrzymałościowych. Próby serii informacyjnej, składającej się z 10 sztuk, rozpoczęły się w 1971 r.; do produkcji serii głównej przystąpiono w 1972 r., po decyzji zastąpienia „Albatrosem" samolotów L-29. W 1980 r. samolot L-39 był nadal produkowany i używany w Czechosłowacji oraz w ZSRR, Bułgarii, na Węgrzech w NRD, Afganistanie, Libii i Iraku. Samolot stanowi ogniwo opracowanego kompleksowego systemu, składającego się również z symulatora treningowego (TL-39), urządzenia treningowego do katapultowania się (NK--TL-29/39) oraz z automatycznego systemu kontrolnego, zabudowanego w samochodzie (AKL-KL-39).

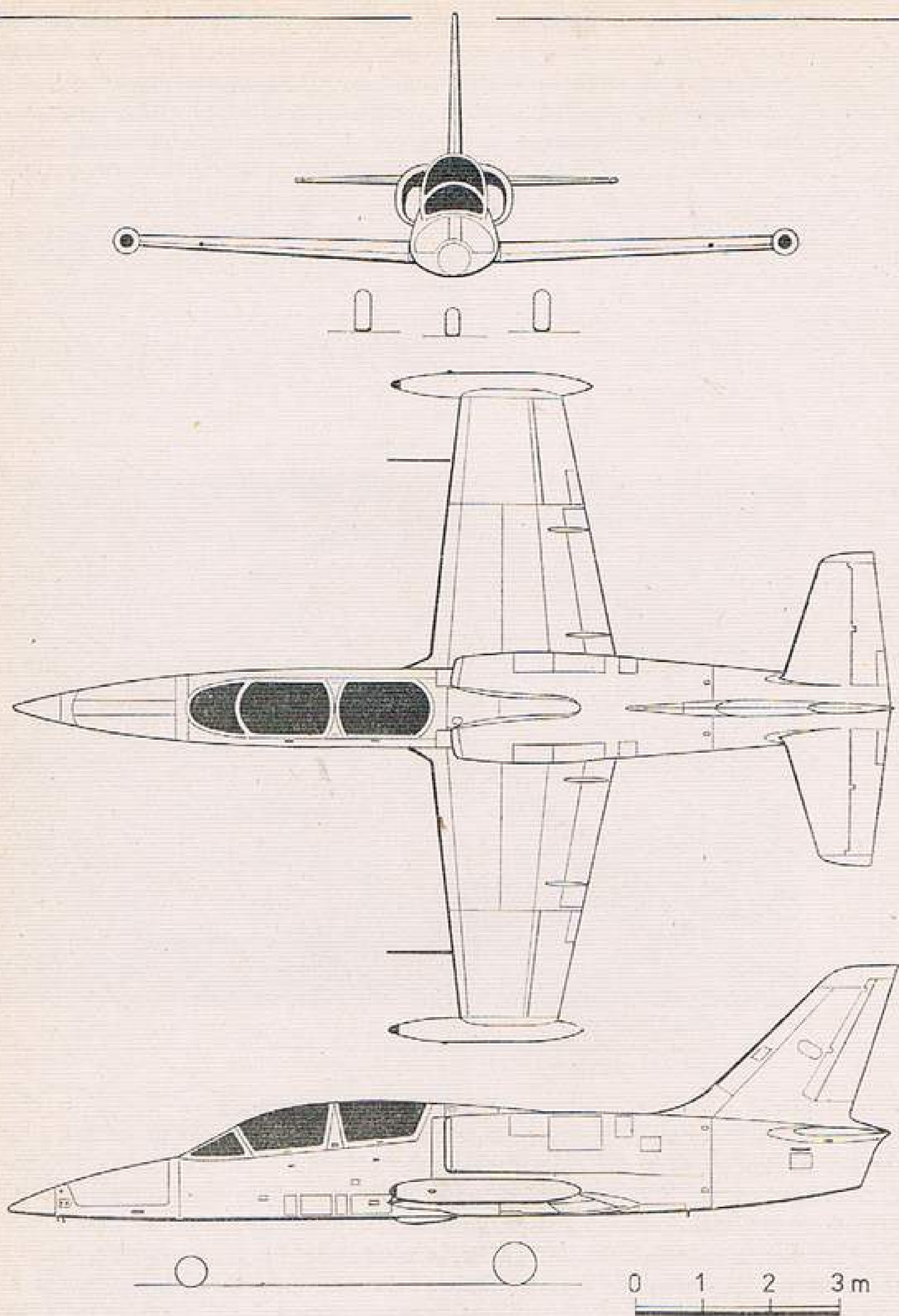
Zbudowano następujące wersje dwumiejscowe: podstawową wersję szkolną L-39C, wersję eksportową oraz uzbrojoną wersję szkolno-bojową L-39ZO (p. s. 159). Opracowano też jednomiejscową wersję bojową L-39Z.

Konstrukcja. Samolot L-39 jest całkowicie metalowym dolnopłatem, wyposażonym w prosty jednoczęściowy płat o obrysie trapezowym (kąt skosu w 1/4 cięciwy wynosi 1°45'). Zastosowano zmodyfikowany profil NACA 64A012 mod.5. Na krawędzi spływu znajdują się dwuszczelinowe klapy i lotki, wyposażone w klapki wyważające. Na końcu skrzydeł są umieszczone stałe, opływowe zbiorniki paliwa.

Kadłub ma konstrukcję półskorupową. Dzieli się na dwie części. Część tylna jest łatwo odejmowana w celu zapewnienia dostępu do silnika. W laminatowej osłonie w przodzie kadłuba umieszczone jest wyposażenie radiowe i elektryczne. W dolnej części kadłuba przed przednią krawędzią skrzydła są umieszczone dwa hamulce aerodynamiczne, odchylane o 55°. Kabina ciśnieniowa. Miejsca załogi jedno za drugim — drugie z przewyższeniem. Fotele rakietowe umożliwiają ratowanie się załogi na wysokości od 0 m w locie z minimalną prędkością 150 km/h. Osłony indywidualne odchylane na bok. Usterzenie konwencjonalne, pionowe — skośne, poziome — z przestawialnym statecznikiem. Na obydwóch połówkach steru wysokości — klapki wyważające. Podwozie jest trójpodporowe z pojedynczymi kołami i olejowo-powietrznymi amortyzatorami. Tarczowe hamulce hydrauliczne z systemem antypoślizgowym. Podwozie główne chowane w płacie.


Aero L-39 „Albatros"

Silnik dwuprzepływowy, Walter Titan (licencyjny AI-25-TL) o ciągu 16,87 kN. Wloty boczne. Pięć zbiorników gumowych w kadłubie za kabiną i dwa zbiorniki na końcu skrzydeł mieszczą łącznie 1255 dm^3 paliwa. Zapas ten może być powiększony do 1955 dm^3 dzięki podwieszeniu dwóch dodatkowych zbiorników pod skrzydłami. Samolot jest wyposażony w dwie połączone ze sobą instalacje hydrauliczne o ciśnieniu 14,7 MPa, obsługujące klapy, podwozie, hamulce aerodynamiczne i hamulce kół i wychylenie turbiny powietrznej. Instalacja elektryczna prądu stałego 27/28 V zasilana przez prądnicę 9 kW i od akumulatora. Zapasowa prądnica napędzana turbiną powietrzną. System odladzania wlotów i przedniego oszklenia kabiny.



Aero L-39 „Albatros"

Wyposażenie radionawigacyjne samolotu składa się z radiostacji VHF R-832, rozmównicy pokładowej, radiokompasu, radiowysokościomierza RW-5, odbiornika radiomarkera MRP-56P/S, urządzenia odpowiadającego SRO i na życzenie zamawiającego urządzenie pokładowe VOR-ILS.

Dane techniczne. Rozpiętość — 9,46 m, długość — 12,32 m, wysokość — 4,72 m, powierzchnia płata — 18,8 m²; masa własna — 3330 kg, masa startowa normalna — 4100 kg, maksymalna masa startowa — 4600 kg; osiągi przy masie 4100 kg: prędkość maksymalna na wysokości 0 m — 700 km/h, prędkość maksymalna na wysokości 5000 m — 750 km/h, maksymalna prędkość przelotowa na wysokości 5000 m — 680 km/h, prędkość minimalna z wychylonymi klapami (44°) — 155 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 22 m/s, pułap praktyczny — 11 300 m, długość startu do wyskości 15 m — 665 m, długość lądowania z wysokości 15 m — 880 m, maksymalny zasięg z zapasem paliwa 824 kg na wysokości 5000 m — 910 km, długotrwałość lotu — 1 h 55 min.

Aero L-39ZO (Czechosłowacja)

Uzbrojona wersja szkolno-bojowa L-39ZO, różni się od podstawowej wersji głównie wzmocnionym podwoziem, czterema podskrzydłowymi węzłami uzbrojenia oraz działkiem w pojemniku zabudowanym pod kadłubem. Dwa wewnętrzne węzły podskrzydłowe umożliwiają transport środków bojowych o masie do 500 kg, zewnętrzne — do 250 kg. Maksymalny ładunek środków bojowych wynosi 1100 kg. Nad podskrzydłowych węzłach można podwiesić 4 bomby albo cztery zasobniki z 16 niekierowanymi pociskami rakietowymi S-5 kalibru 57 mm lub 8 pocisków rakietowych kalibru 130 mm, pociski kierowane powietrze-powietrze, bomby o różnych masach oraz zasobnik z 5 aparatami fotograficznymi. Na wewnętrznych węzłach można mocować zbiorniki paliwa o pojemności 150 i 350 dm³. Pod kadłubem możliwa jest zabudowa zasobnika z działkiem dwulufowym kalibru 23 mm z zapasem 150 sztuk amunicji, mieszczącym się w magazynie amunicyjnym w kadłubie powyżej działka.

W karabinie zabudowano celownik ASP-3-NMU-39 oraz fotokarabin FKP-2-2.

W odmianie jednomiejscowej samolotu przewidziano dodatkowy zbiornik paliwa w miejscu tylnej kabiny. Samolot ma być wyposażony w silnik o większym ciągu — 18,63 kN.

Dane techniczne. Rozpiętość — 9,46 m, długość — 12,32 m, wysokość — 4,72 m, powierzchnia płata — 18,80 m²; masa własna — 3330 kg, masa startowa w konfiguracji gładkiej — 4570 kg, maksymalna masa startowa — 5270 kg; osiągi w konfiguracji gładkiej przy masie startowej 4570 kg; prędkość maksymalna na wysokości 6000 m — 780 km/h, prędkość lądowania (4300 kg) — 177 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 22 m/s, długość startu do wysokości 25 m przy masie startowej 4300 kg — 630 m, długość lądowania z wysokości 25 m — 1120 m, maksymalny zasięg z 5% rezerwą — 850 km, długotrwałość lotu z maksymalnym wewnętrznym zapasem paliwa — 2 h.

Aerospatiale CM 170 „Super Magister" (Francja)

Samolot CM 170 „Magister" został opracowany w Wytwórni Potez na zamówienie francuskiego lotnictwa wojskowego. Pierwszy z trzech prototypów dokonał pierwszego lotu w lipcu 1952 r. Umowę na budowę serii informacyjnej zawarto w 1953 r. i pierwszy samolot z tej serii został oblatany w 1954 r. W styczniu 1954 r. zamówiono serię główną; pierwszy samolot seryjny dokonał pierwszego lotu w lutym 1956 r. W sierpniu 1962 r. dokonał pierwszego lotu prototyp nowej wersji, „Super Magister", wyposażony w silniki o większym ciągu Marboré VI (zamiast Marboré II, stosowanych w samolocie „Magister"). Po oblocie prototypu podjęto produkcję seryjną tej wersji.

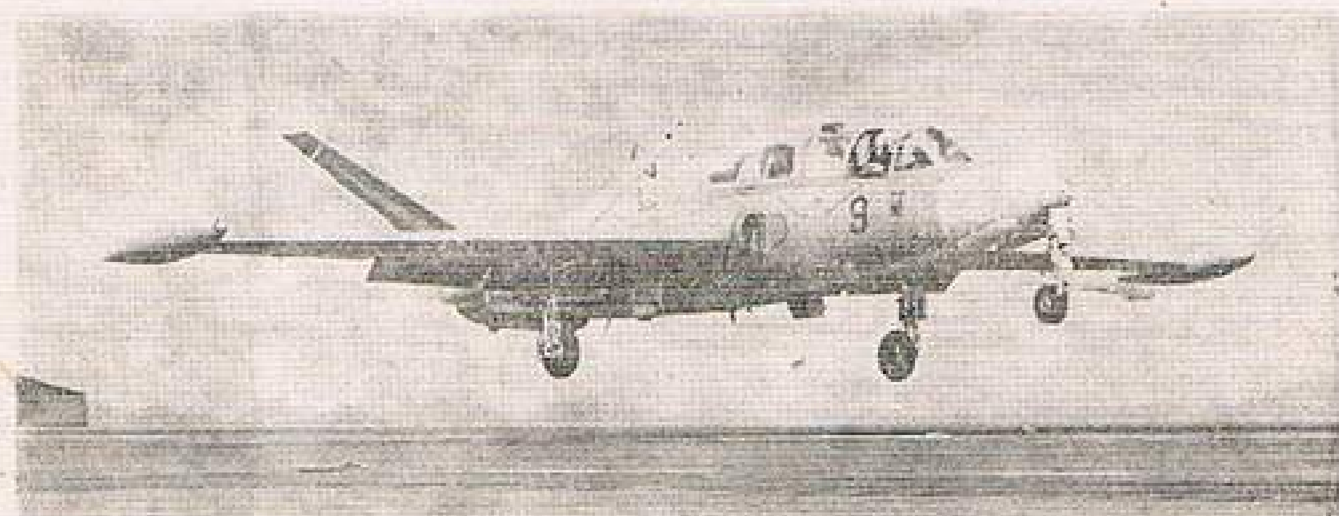
Produkcję samolotu zakończono na przełomie lat sześćdziesiątych i siedemdziesiątych. Wyprodukowano ogółem 786 samolotów CM 170 „Magister" i 130 „Super Magister".

Wytwórnia Potez, która opracowała i wprowadziła do produkcji samolot CM 170, weszła w skład francuskiego zjednoczenia państwowego przemysłu lotniczego Aerospatiale.

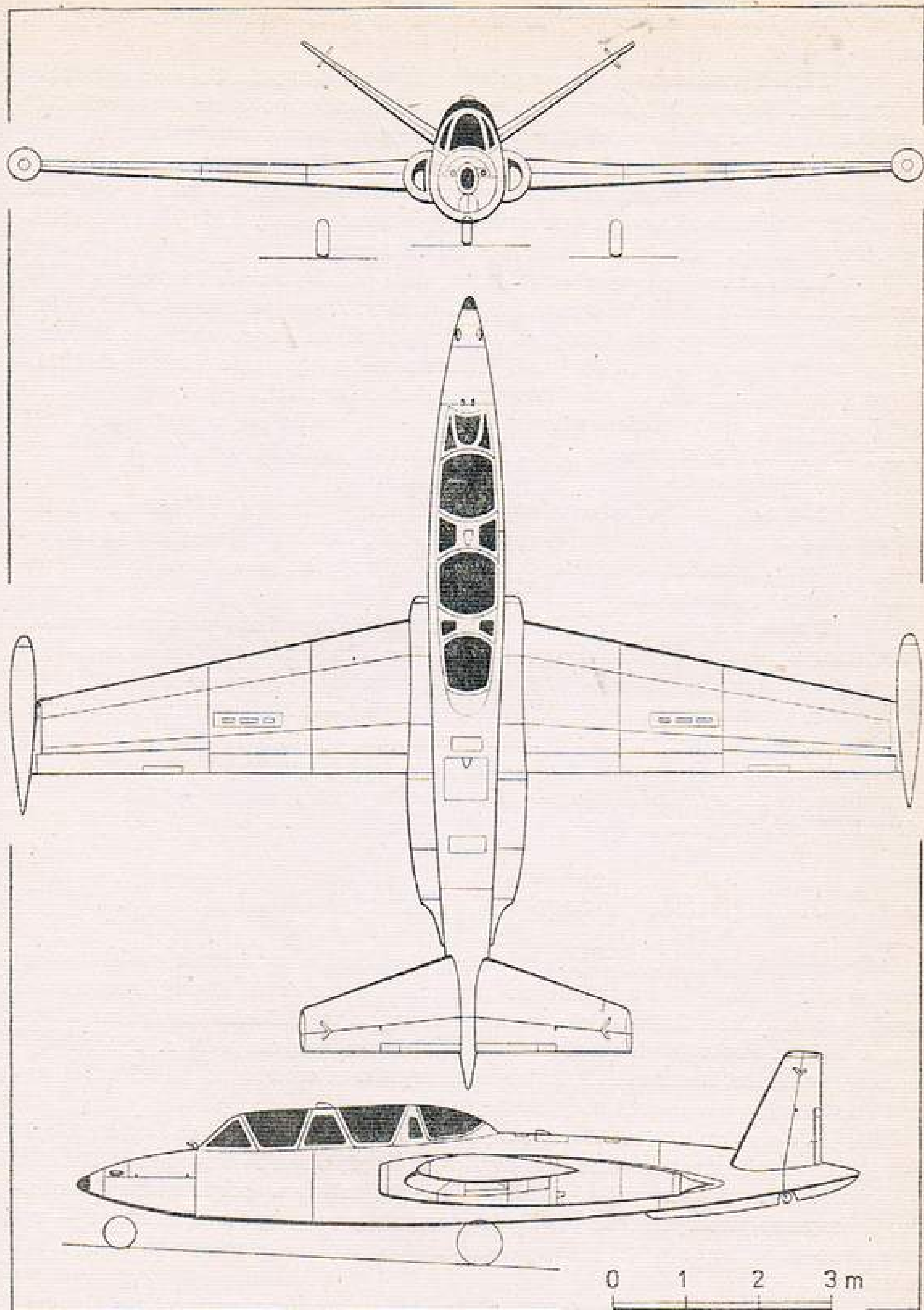
Samolot CM 170 był produkowany na podstawie licencji w Finlandii i w Izraelu.

Konstrukcja. Aerospatiale CM 170 „Super Magister" jest całkowicie metalowym średniopłatem, napędzanym dwoma turbinowymi silnikami odrzutowymi Marboré VI. Skrzydła samolotu CM 170 mają obrys trapezowy i konstrukcję jednodźwigarową z pracującym kesonem. Skos krawędzi natarcia 13°. Zastosowano profil serii 64 o grubości względnej 19% przy kadłubie i 12% na końcu skrzydła. Płat jest wyposażony w lotki ze wspomaganiem hydraulicznym i wychylane hydraulicznie szczelinowe klapy na spływie. Na górnej i dolnej powierzchni obydwóch skrzydeł umieszczono hamulce aerodynamiczne.

Konstrukcja kadłuba jest półskorupowa. W przedniej części zabudowano uzbrojenie i wyposażenie. Usytuowanie miejsc w kabinie załogi — jedno za drugim. Kabina ciśnieniowa i klimatyzowana. Osłony nad miejscami ucznia i instruk-



Aerospatiale CM 170 „Super Magister"



Aerospatiale CM 170 „Super Magister"

tora oddzielne, otwierane do góry w kierunku do tyłu, odrzucane w przypadku awarii.

Silniki umieszczono w gondolach przykadłubowych. Są one mocowane za skrzydłem. Usterzenie jest motylkowe typu Rudlickiego o kącie rozwarcia 110°, co zapewnia dobre właściwości przeciwkorkociągowe samolotu. Stateczniki mają konstrukcję całkowicie metalową jednodźwigarową. Stery wyważone aerodynamicznie i masowo. Podwozie jest trójpodporowe o pojedynczych kołach, chowane hydraulicznie w locie. Przednie podwozie wyposażono w tłumik drgań typu shimmy. Główne koła wyposażone w hamulce hydrauliczne.

Zespołem napędowym samolotu są dwa odrzutowe silniki jednoprzepływowe Turbomeca Marboré VI o ciągu 450 kN każdy. Zapas paliwa w dwóch zbiornikach kadłubowych wynosi 730 dm³, w zbiornikach na końcu skrzydeł 250 dm³. Łączny zapas paliwa wynosi 980 dm³. Możliwe jest mocowanie większych zbiorników na końcu skrzydeł do przelotów większych odległości.

Wyposażenie radionawigacyjne samolotu składa się z radiostacji UHF i VHF, urządzenia pokładowego VOR i ewentualnie TACAN, urządzenia identyfikacyjnego i radiokompasu.

Samolot jest uzbrojony w dwa karabiny maszynowe kalibru 7,5 lub 7,62 mm zabudowane w przedniej części kadłuba. Na dwóch węzłach podskrzydłowych można podwieszać lekkie, ćwiczebne uzbrojenie: pociski rakietowe i zasobniki, bomby i pociski kierowane przewodowo.

D a n e t e c h n i c z n e. Rozpiętość z dodatkowymi zbiornikami bez zbiorników napełnionych na końcu skrzydeł — 12,15 m, długość — 10,06 m, wysokość — 2,80 m, powierzchnia płata — 17,30 m²; masa własna operacyjna — 2310 kg, maksymalna masa startowa w konfiguracji gładkiej — 2850 kg, maksymalna masa startowa — 3260 kg; prędkość maksymalna na wysokości 0 m — 700 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 20 m/s, pułap praktyczny — 12 000 m, długość startu do wysokości 15 m — 670 m, maksymalny zasięg — 1400 km, długotrwałość lotu przy masie 3100 kg — 2 h 50 min.

Aerospatiale „Fouga" 90 (Francja)

Sukces samolotu CM 170 „Magister" skłonił francuskie zrzeszenie państwowego przemysłu lotniczego Aerospatiale do podjęcia opracowania nowej, rozwojowej wersji tego samolotu. Jej makietę zademonstrowano na Salonie Lotniczym w Paryżu w 1977 r. Prototyp dokonał pierwszego lotu w sierpniu 1978 r. Był on wyposażony w silniki Astafan IIG, które w lecie 1979 r. zmieniono na silniki Astafan IVG. Samolot nie wszedł do produkcji seryjnej.

K o n s t r u k c j a. Do głównych zmian wprowadzonych w samolocie „Fouga" 90 należy zastosowanie silników dwuprzepływowych Turbomeca Astafan IVG o znacznie niższym zużyciu paliwa (0,38 kg/daNh) w porównaniu do silników jednoprzepływowych oraz przekonstruowanie przedniej części kadłuba — zastosowanie schodkowego (z przewyższeniem) usytuowania miejsc ucznia i instruktora.

Samolot jest średniopłatem. Skrzydła bez wzniosu mają obrys trapezowy ze skosem przedniej krawędzi natarcia 13°. Względna grubość profilu (seria

NACA 64) zmienia się od 19% do 12% na końcu skrzydeł. Konstrukcja jest jednodźwigarowa z pracującym kesonem. Klapy szczelinowe są wychylane za pomocą wzmacniaczy hydraulicznych. Lotki z serwosterowaniem. Po obydwóch stronach skrzydła są umieszczone wysuwane hydraulicznie hamulce aerodynamiczne.

Kadłub jest półskorupowy. Miejsca ucznia i instruktora usytuowane jedno za drugim, osłony oddzielne nad obydwoma miejscami. Kabina załogi wyposażona w fotele Martin-Baker 10KX wyrzucane od wysokości 0 m i przy prędkości lotu 0 km/h. Kabina jest ciśnieniowa. Wiatrochron odladzany. Silniki usytuowane w środkowej części kadłuba. Usterzenie motylkowe o kącie pomiędzy obydwoma połówkami równym 100°. Stery wyważone statycznie i aerodynamicznie. Podwozie jest trójpodporowe: główne chowane hydraulicznie w skrzydła, przednie w kadłub w kierunku do przodu. Hamulce hydrauliczne. Przednie koło jest wyposażone w tłumik drgań shimmy.

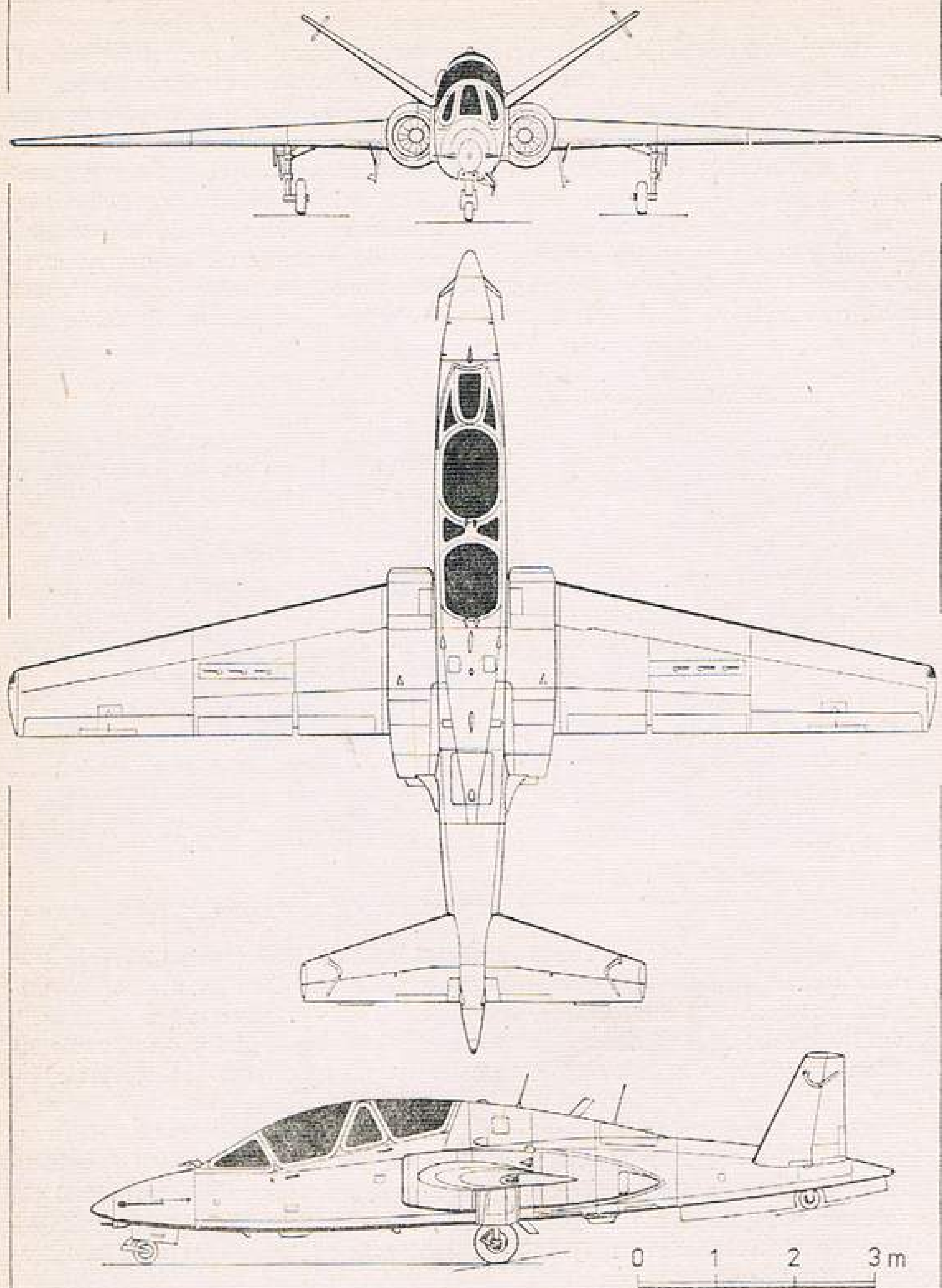


Aerospatiale „Fouga" 90

Zespołem napędowym są dwa silniki Astafan IVG o ciągu 7,75 kN każdy, zabudowane w gondolach przykadłubowych. Zapas paliwa w dwóch zbiornikach kadłubowych (720 dm^3) oraz w integralnych zainstalowanych w skrzydłach (500 dm^3) wynosi 1220 dm^3. System zasilania silników dopuszcza wykonywanie lotów odwróconych w czasie do 30 s. Instalacja hydrauliczna 20 MPa, elektryczna 28 V.

Wyposażenie radionawigacyjne składa się z dwóch radiostacji VHF, rozmównicy pokładowej, wskaźnika kursu, urządzeń pokładowych VOR/ILS, odbiornika radiomarkera, radiodalmierza (DME) i dwóch sztucznych horyzontów. Na życzenie zamawiającego może być zabudowana radiostacja UHF, urządzenie pokładowe TACAN oraz drugie VOR/ILS i odbiornik radiomarkera oraz urządzenie indentyfikujące (IFF).

Na życzenie zamawiającego, samolot może być uzbrojony w środki bojowe podwieszane na czterech podskrzydłowych węzłach podwieszenia — wewnętrz-



Aerospatiale „Fouga” 90

nych przystosowanych do przenoszenia środków bojowych o masie 250 kg, zewnętrznych — 150 kg. Uzbrojenie może składać się z bomb, pocisków rakietowych w zasobnikach, pocisków kierowanych przewodowo i pojemników z działkami kalibru 30 mm.

Dane techniczne. Rozpiętość — 12,04 m, długość — 10,46 m, wysokość — 3,08 m, powierzchnia płata — 18,38 m²; masa własna — 2650 kg, masa startowa w konfiguracji gładkiej — 3800 kg, maksymalna masa startowa — 4200 kg, maksymalna masa podwieszanego uzbrojenia — 500 kg; prędkość maksymalna na wysokości 6100 m — 640 km/h, maksymalna prędkość na wysokości 0 m — 657 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 20 m/s, długotrwałość lotu — 3 h.

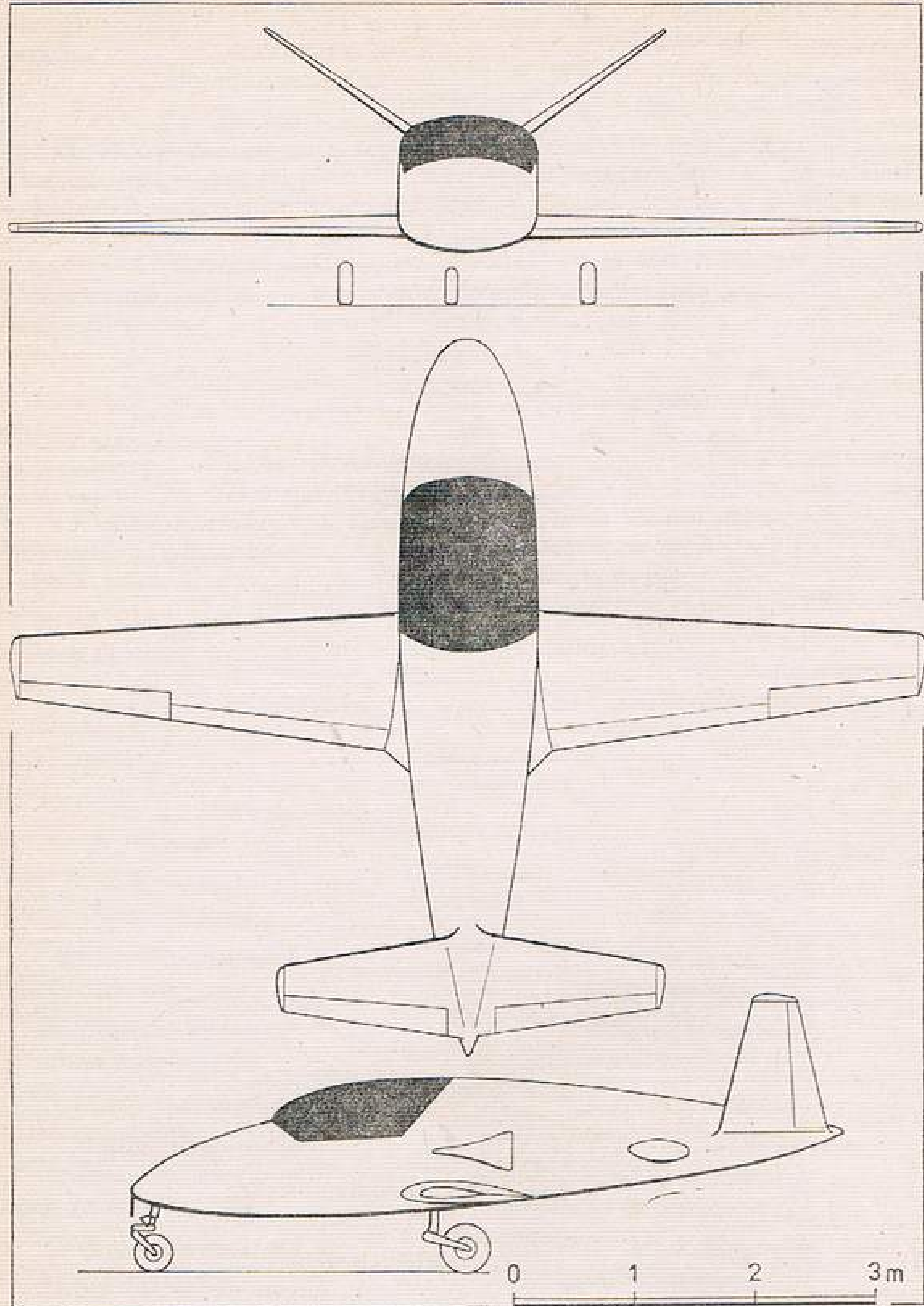
Microturbo „Microjet" 200 (Francja)

Wytwórnia Microturbo produkuje małe silniki turbinowe przeznaczone do napędu celów latających do strzelań, bezzałogowych samolotów rozpoznawczych, a także do napędu lekkich samolotów załogowych. W wytwórni tej opracowany został lekki, dwumiejscowy samolot szkolny o napędzie odrzutowym „Microjet" 200. Samolot zademonstrowano na paryskim salonie lotniczym w 1979 r. i oblatano w czerwcu 1980 r. w Tuluzie.

Konstrukcja. „Microjet" 200 jest przeznaczony do szkolenia w podstawowym pilotażu, w lotach w szyku oraz w nawigacji. Samolot jest całkowicie metalowym dolnopłatem. Płat o obrysie trapezowym ma wydłużenie 8. Kon-



Microturbo „Microjet" 200



Microturbo „Microjet" 200

strukcja płata jest jednodźwigarowa z pracującym kesonem. Skrzydła wyposażone w szczelinowe klapy i konwencjonalne lotki.

Kadłub ma konstrukcję półskorupową. Miejsca w kabinie usytuowane są obok siebie. Prawe miejsce jest cofnięte o 0,55 m w stosunku do lewego w celu zmniejszenia szerokości kadłuba. Sterownice są zdwojone, drążki sterowe krótkie, usytuowane z prawej strony ucznia i instruktora na pulpitach bocznych. Usterzenie motylkowe o kącie 110° między obydwoma połówkami usterzenia. Podwozie trójpodporowe z przednim kołem, całkowicie chowane w locie. Przednia podpora jest zamocowana z prawej strony płaszczyzny symetrii, gdyż cofnięcie do tyłu prawego fotela pozwoliło na wykorzystanie miejsca w przedniej prawej części kadłuba. Koła pojedyncze, amortyzatory olejowo-gazowe.

Zespołem napędowym samolotu są dwa silniki Microturbo TRS-18-046 o ciągu startowym i trwałym 0,90 kN. Silniki usytuowane są w tylnej części kadłuba. Wloty do silników boczne, zagłębione w kadłubie. Osie dysz wylotowych są skierowane na zewnątrz pod kątem 15°. Zapas paliwa wynosi 296 kg. Wyposażenie samolotu umożliwia nawigację w trudnych warunkach atmosferycznych.

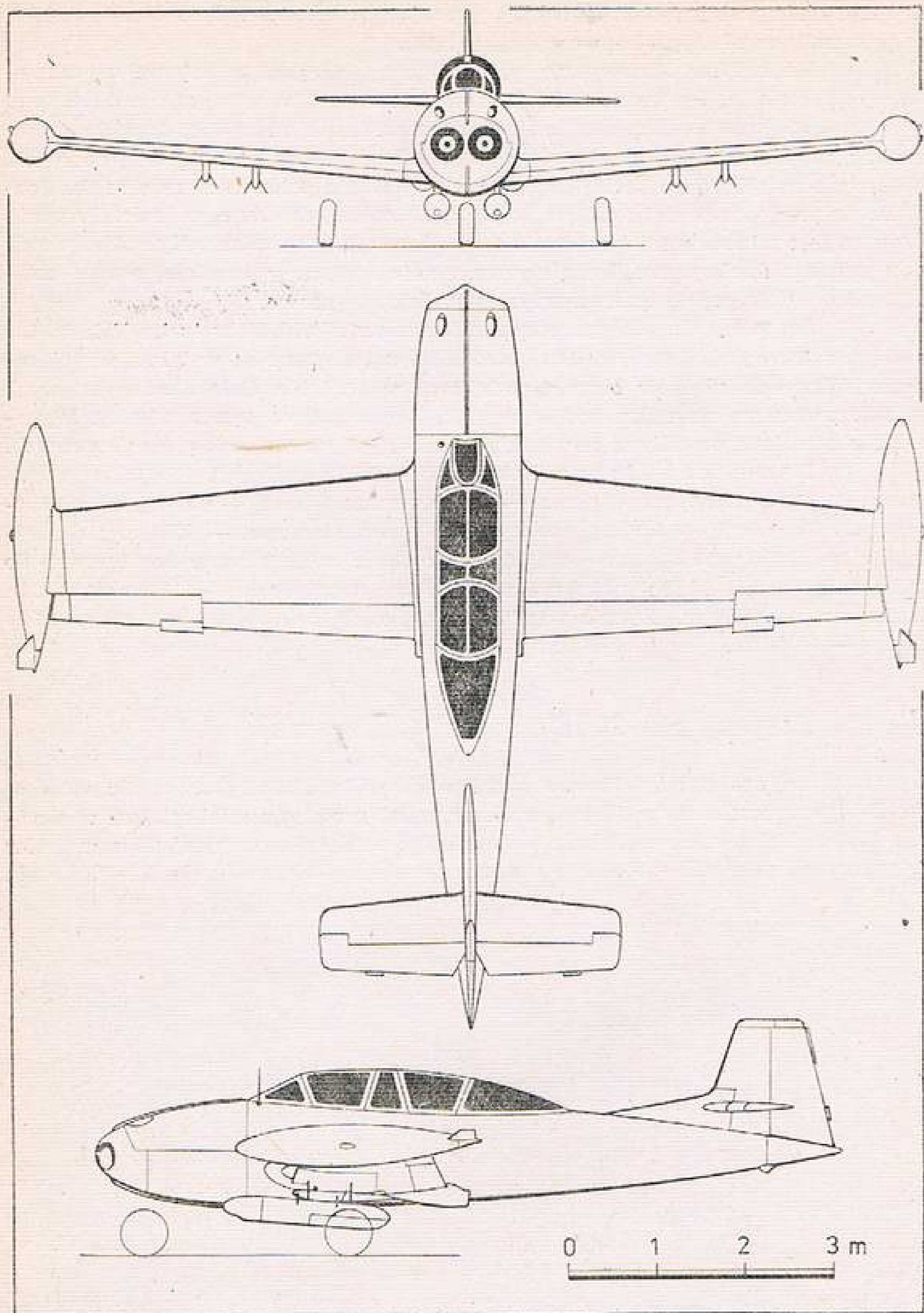
D a n e   t e c h n i c z n e. Rozpiętość — 7,58 m, długość — 6,05 m, wysokość — 2,18 m, powierzchnia płata — 6,12 m²; masa własna — 600 kg, masa startowa do akrobacji — 930 kg, maksymalna masa startowa — 1050 kg; maksymalna prędkość przelotowa — 463 km/h, prędkość minimalna w konfiguracji do lądowania — 118 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 11,3 m/s, pułap praktyczny — 9000 m, długość startu do wysokości 15 m — 680 m, maksymalny zasięg — 1000 km.

Hispano HA-200E „Saeta" (Hiszpania)

Opracowanie prototypu samolotu Hispano HA-200 „Saeta" (oznaczenie wojskowe E-14) rozpoczęło się w 1954 r., a pierwszy lot prototypu miał miejsce w sierpniu 1955 r. Zbudowano następnie 5 samolotów serii informacyjnej, 30 samolotów w pierwszej wersji HA-200A i 55 sztuk w wersji HA-200D. Wersja HA-200B była



Hispano HA-220 — wersja szturmowa



Hispano HA-220E

budowana dla Egiptu i produkowana tam na podstawie licencji (pod nazwą Al Kahira). Zmodernizowaną wersję „Super Saeta", napędzaną silnikami Marboré VI, o nowocześniejszym wyposażeniu i uzbrojeniu, oznaczono HA-200E. Odmianę szturmową tej wersji HA-220 zbudowano w liczbie 25 sztuk (oznaczenie wojskowe C-10).

Konstrukcja. Jest to dwusilnikowy, całkowicie metalowy dolnopłat z miejscami ucznia i instruktora umieszczonymi jedno za drugim. Płat samolotu jest prosty (kąt skosu w 1/4 cięciwy 4°30') i ma obrys trapezowy. Zastosowano kombinację profili NACA serii 63 i 64. Konstrukcja płata jednodźwigarowa z pracującym kesonem. Lotki są wyważone aerodynamicznie i masowo. Klapy szczelinowe wychylane hydraulicznie. Na lotkach klapki wyważające.

Kadłub ma konstrukcję półskorupową. Kabina załogi ciśnieniowa. Układ miejsc tandem. Pod kadłubem hamulce aerodynamiczne. Usterzenie poziome ma obrys trapezowy. Statecznik poziomy przestawiany w locie, umieszczony w przybliżeniu w połowie usterzenia pionowego. Podwozie trójpodporowe, całkowicie hydraulicznie chowane w locie, główne w skrzydła, przednie w kadłub. Amortyzatory olejowo-powietrzne Hispano. Hamulce tarczowe.

Zespołem napędowym są dwa zabudowane w przedniej części kadłuba jednoprzepływowe silniki Turbomeca Marboré VI o ciągu 4,71 kN każdy, produkowane przez ENMASA (hiszpańskie oznaczenie silnika: M21). Zapas paliwa w dwóch zbiornikach kadłubowych i dwóch na końcu skrzydeł wynosi 644 dm^3.

Samolot jest wyposażony w instalację hydrauliczną i powietrzną (awaryjne wypuszczanie podwozia). Instalacja elektryczna 28 V. Wyposażenie radionawigacyjne do lotów w trudnych warunkach atmosferycznych, firmy Bendix.

Uzbrojenie samolotu składa się z dwóch działek kalibru 20 mm zabudowanych w przedniej górnej części kadłuba z lekkich środków bojowych podwieszanych na dwóch węzłach podkadłubowych i czterech podskrzydłowych.

Dane techniczne. Rozpiętość — 10,93 m, długość — 8,97 m, wysokość — 2,85 m, powierzchnia płata — 17,40 m^2; masa własna — 2020 kg, maksymalna masa startowa — 3600 kg; osiągi przy maksymalnej masie startowej: prędkość maksymalna na wysokości 0 m — 665 km/h, prędkość maksymalna na wysokości 7000 m — 690 km/h, maksymalna prędkość przelotowa na wysokości 6000 m — 579 km/h, prędkość minimalna z wychylonymi klapami — 130 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 15,5 m/s, pułap praktyczny — 13000 m, długość startu do wysokości — 15 m — 1080 m, długość lądowania z wysokości 15 m — 700 m, zasięg na wysokości 9000 m — 1500 km.

CASA C-101 „Aviojet" (Hiszpania)

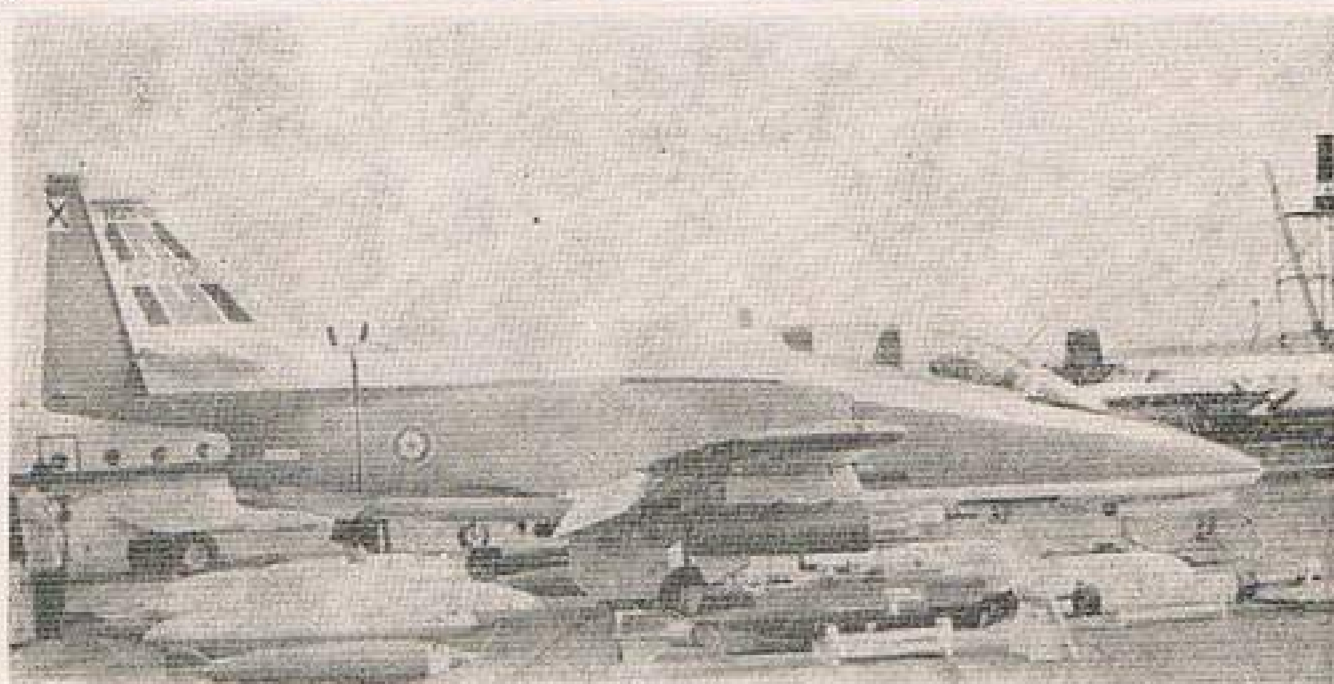
16 września 1975 r. między hiszpańskim ministerstwem lotnictwa (Ministerio del Aire) a wytwórnią CASA (Construcciones Aeronauticas SA) została zawarta umowa na opracowanie nowego, odrzutowego samolotu szkolno-treningowego i treningowego zarazem (oznaczenie fabryczne C-101). Umowa obejmowała budowę czterech prototypów do badań w locie i dwóch do prób statycznych i zmęczeniowych. Pierwszy prototyp dokonał pierwszego lotu w czerwcu 1977 r. Wszystkie cztery samoloty przekazano do badań w lotnictwie wojskowym w 1978 r. Samo-

lot został opracowany w kooperacji z wytwórniami MBB (RFN) i Northrop Aircraft Incorporated (St. Zjednoczone). Budowa serii informacyjnej, składającej się z 10 sztuk, rozpoczęła się w 1978 r. Były one na ukończeniu w 1979 r. Samoloty weszły do eksploatacji w 1980 r. Lotnictwo hiszpańskie zamówiło 60 sztuk.

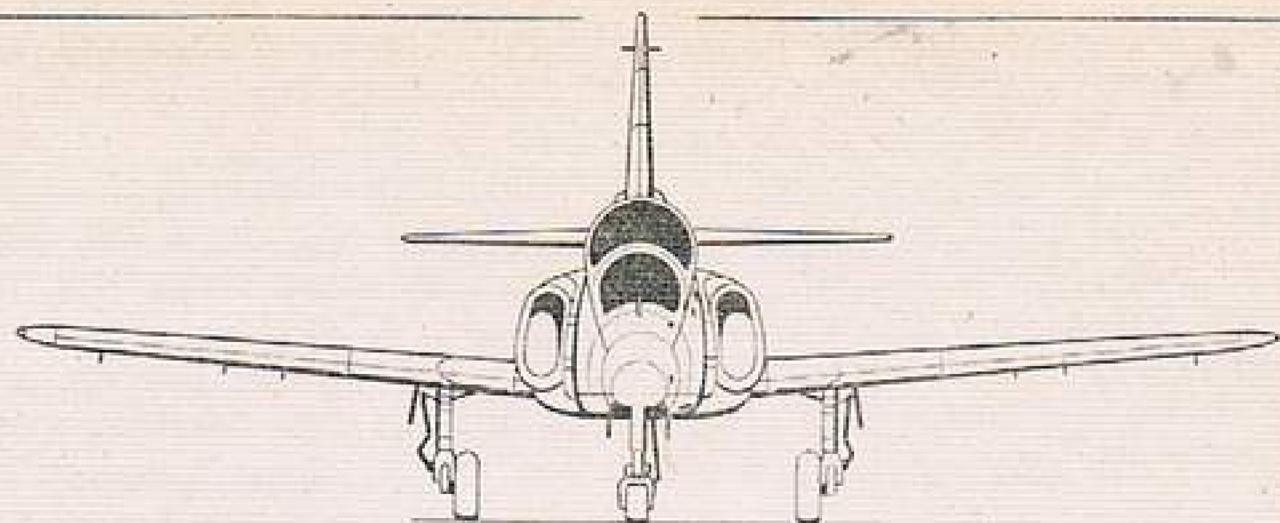
Konstrukcja. CASA C-101 „Aviojet" jest samolotem przeznaczonym do podstawowego szkolenia, a zarazem do treningu zaawansowanych uczniów przed przejściem na samoloty bojowe. C-101 jest dopuszczony do pełnej akrobacji. W celu zmniejszenia kosztów eksploatacji zastosowano konstrukcję modułową, umożliwiającą m.in. dostosowanie wyposażenia samolotu do odpowiednich zadań treningowych. Samolot jest jednosilnikowym, całkowicie metalowym dolnopłatem z miejscami ucznia i instruktora usytuowanymi jedno za drugim. Płat bez skosu (1°53′ w 1/4 cięciwy) ma obrys trapezowy. Zastosowano profil Norcasa 15 o względnej grubości 15%. Konstrukcja skrzydeł typu *fail safe* jest metalowa, trójdźwigarowa z pracującym pokryciem. Lotki i klapy szczelinowe na spływie. Lotki i klapy mają konstrukcję laminatową, przekładkową. Lotki wychylane są za pomocą wzmacniaczy hydraulicznych z możliwością przejścia na sterowanie ręczne.

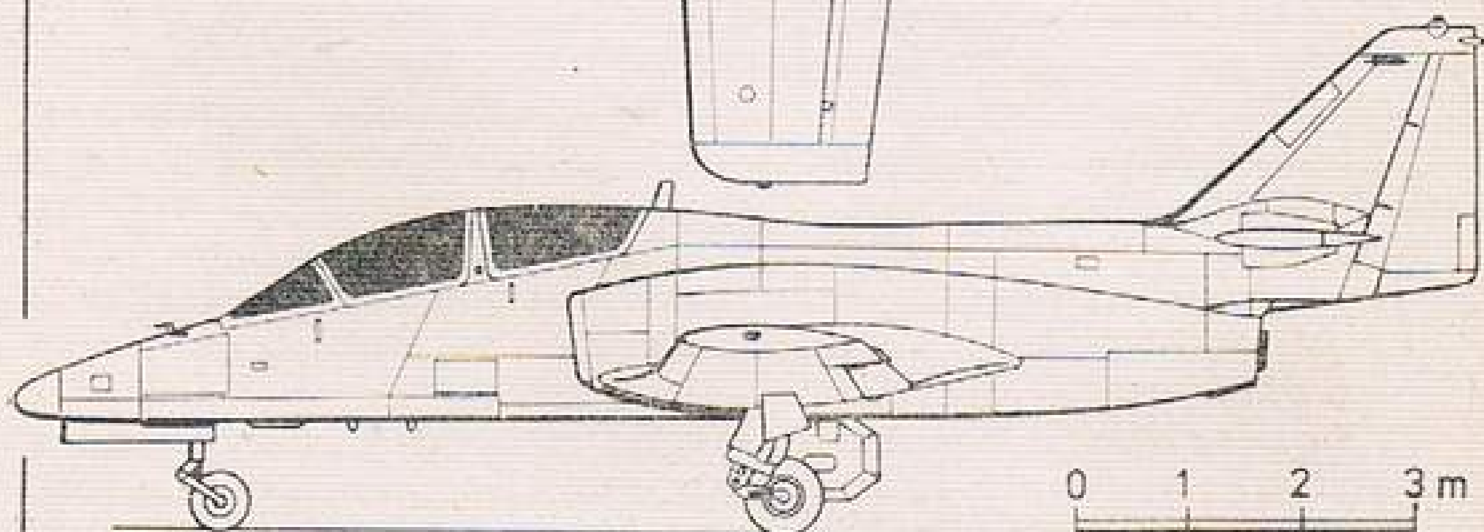
Kadłub ma konstrukcję półskorupową. Kabina o miejscach ucznia i instruktora jedno za drugim wyposażona jest w wyrzucane fotele typu Martin-Baker Mk E10 umożliwiające ratowanie się od wysokości 0 m i przy prędkości lotu 0 km/h. Drugie miejsce ma przewyższenie o 0,325 m w stosunku do pierwszego. Osłony nad miejscami załogi oddzielne, odchylane na bok na prawą stronę. Kabina jest ciśnieniowa, klimatyzowana. Pod środkową częścią kadłuba usytuowany jest hamulec aerodynamiczny. Usterzenie poziome z przestawionym statecznikiem. Ster kierunku wyposażony w klapkę wyważającą. Trójpodporowe podwozie jest hydrauliczne, chowane w locie: przednie do kadłuba, golenie podwozia głównego do skrzydeł, koła do kadłuba.

Zespołem napędowym samolotu jest jeden dwuprzepływowy silnik Garrett-Research TFE 731-2-2J o ciągu 15,57 kN zabudowany w tylnej części kadłu-



CASA C-101 „Aviojet"







CASA C-101 „Aviojet”

ba. Wewnętrzny zapas paliwa wynosi 2370 dm³, z czego w zbiorniku w kadłubie — 1125 dm³, w zbiorniku w centralnej części skrzydła — 575 dm³, w dwóch zbiornikach w zewnętrznej części skrzydeł po 335 dm³.

Samolot jest wyposażony w instalację hydrauliczną o ciśnieniu roboczym 20,6 MPa. Instalacja elektryczna zasilana przez prądnicę 9 kW. Wyposażenie radionawigacyjne składa się z następujących głównych elementów: radiostacji UHF, radiostacji VHF, urządzeń pokładowych VOR/ILS i Tacan, systemu indentyfikacyjnego. Samolot ma dużą komorę pod tylnym fotelem, w której można zabudować działko DEFA kalibru 30 mm lub dwa karabiny maszynowe kalibru 12,7 mm albo wyposażenie zakłócające, aparat fotograficzny lub laserowy dalmierz. Pod skrzydłami jest umieszczonych 6 węzłów podwieszenia uzbrojenia, dopuszczających kolejno od zewnętrznego następujące obciążenia: 250, 375 i 500 kg. Przykładowe uzbrojenie podwieszane może składać się z 6 zasobników rakietowych z pociskami kalibru 5 cali (127 mm) lub 2,75 cala (70 mm), albo 6 bomb po 250 kg każda lub 4 bomb po 375 kg każda lub dwóch po 500 kg każda albo też 4 zbiorników z napalmem.

Dane techniczne. Rozpiętość — 10,60 m, długość — 12,25 m, wysokość — 4,25 m, powierzchnia płata — 20,00 m²; masa operacyjna — 3300 kg, masa startowa w konfiguracji do treningu — 4700 kg, maksymalna masa startowa — 5600 kg; osiągi przy masie 4400 kg: prędkość maksymalna na wysokości 0 m — 685 km/h, ekonomiczna prędkość przelotowa na wysokości 9145 m — 734 km/h, prędkość minimalna w konfiguracji do lądowania — 164 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 18,3 m/s, pułap praktyczny — 12 500 m, długość startu do wysokości 15 m — 890 m, długość lądowania z wysokości 15 m — 910 m, maksymalny zasięg z rezerwą na 30 min. lotu — 3807 km, długotrwałość lotu — 2 h.

HAL HJT-16 Mk 1 „Kiran" (Indie)

W grudniu 1959 r. podjęto opracowanie szkolno-treningowego samolotu o napędzie odrzutowym, z miejscami obok siebie, HJT-16 „Kiran". Pierwszy prototyp dokonał pierwszego lotu we wrześniu 1964 r. drugi w sierpniu 1965 r. Zbudowano następnie serię informacyjną składającą się z 24 sztuk, co poprzedziło właściwą produkcję seryjną. Ogółem zamówiono 190 samolotów seryjnych HJT-16 Mk 1, które znajdowały się w produkcji w 1979 r. Samoloty (począwszy od 119 sztuki) są uzbrojone i noszą oznaczenie Mk 1A. Zbudowano dwa prototypy wersji o bogatszym uzbrojeniu, napędzanej silnikiem Orpheus 701 o obniżonym ciągu do 15,1 kN. Pierwszy prototyp dokonał pierwszego lotu w lipcu 1976 r. Jest on uzbrojony w dwa karabiny maszynowe zabudowane w przedniej części kadłuba oraz środki bojowe podwieszane na 4 węzłach podwieszenia pod skrzydłami.

Konstrukcja. Samolot HJT-16 jest całkowicie metalowym dolnopłatem. Płat ma obrys trapezowy i konstrukcję trójdźwigarową. Przyjęto profil przykadłubowy NACA 23015 u nasady i NACA 23012 na końcu skrzydła. Lotki typu Frise, klapy krokodylowe wychylane hydraulicznie. Na grzbiecie płata cztery grzebienie porządkujące strugi.

Kadłub ma konstrukcję półskorupową. Kabina załogi ciśnieniowa z fotelami Martin Baker Mk H4 HA (wyrzucanymi z wysokości 0 m) usytuowanymi obok siebie. Osłona kabiny otwierana do góry do tyłu. Pod kadłubem hamulce aerodynamiczne wychylane hydraulicznie. Usterzenie klasyczne. Statecznik poziomy jest przestawiany elektrycznie. Podwozie trójpodporowe chowane hydraulicznie. Amortyzatory olejowo-powietrzne, hamulce hydrauliczne. Podwozie główne chowa się w kadłub, przednie w kierunku do przodu, również w kadłub.

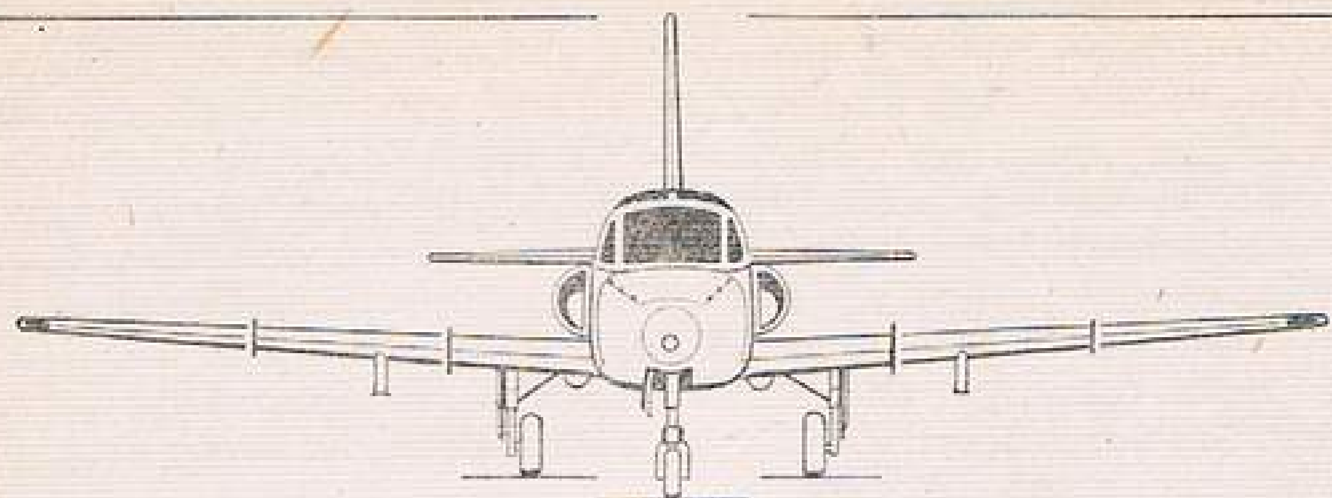
Zespołem napędowym jest silnik Rolls-Royce Viper 11 o ciągu 11,12 kN. Łączny zapas paliwa w zbiorniku kadłubowym oraz skrzydłowych wynosi 1137 dm^3. Samolot może przenosić dwa podskrzydłowe dodatkowe zbiorniki na paliwo o łącznej pojemności 454 dm^3.

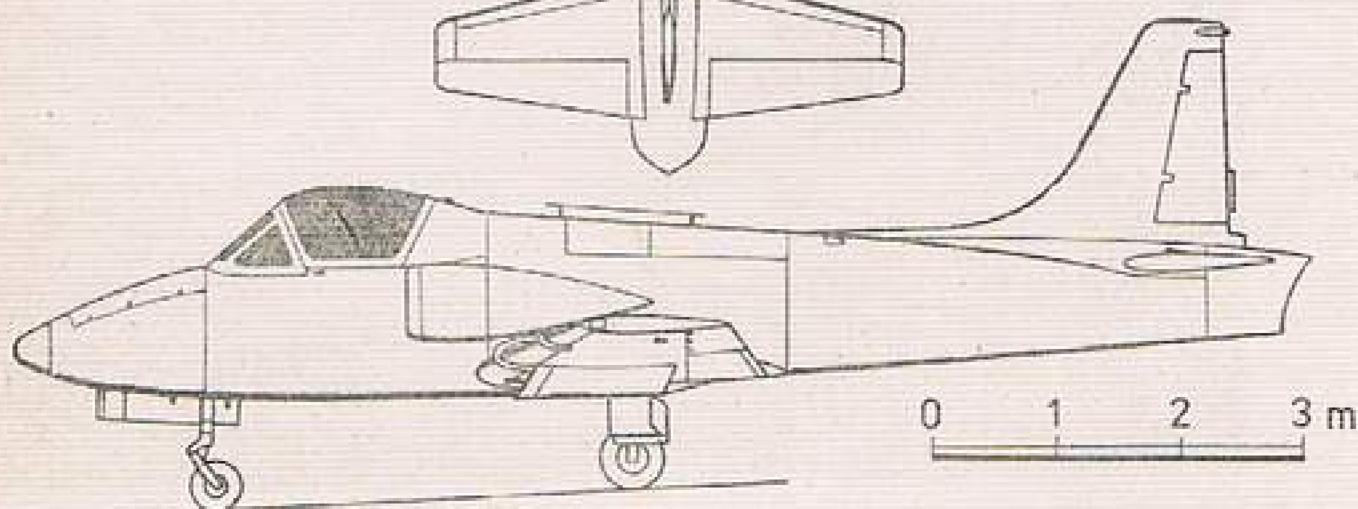
Samolot jest wyposażony w instalację elektryczną prądu stałego (28 V) oraz hydrauliczną o ciśnieniu 20,6 MPa. Samolot jest wyposażony w podstawowe urządzenia radionawigacyjne (m. in. w radiostację VHF). Odmiana Mk 1A jest przystosowana do podwieszania środków bojowych na dwóch podskrzydłowych węzłach podwieszenia, np. 2 bomby 225 kg albo zasobniki każdy z dwoma karabinami maszynowymi FN kalibru 7,62 mm lub dwa zasobniki z 8 pociskami rakietowymi kalibru 68 mm każdy, albo dwa zbiorniki podwieszane, każdy na 227 dm^3 paliwa.

Dane techniczne. Rozpiętość — 10,70 m, długość — 10,60 m, wysokość — 3,64 m, powierzchnia płata — 19 m^2, wydłużenie — 6; masa własna — 2560 kg, normalna masa startowa — 3600 kg, maksymalna masa startowa — 4100 kg; prędkość maksymalna na wysokości 0 m — 695 km/h, prędkość maksymalna na wysokości 9150 m — 688 km/h, prędkość przelotowa — 324 km/h, prędkość minimalna z wychylonymi klapami i wypuszczonym podwoziem — 132 km/h, pułap praktyczny — 9150 m, rozbieg — 442 m, długotrwałość lotu — 1 h 45 min.



HAL HJT-16 Mk 1 „Kiran"





HAL HJT-16 Mk 1 „Kiran"

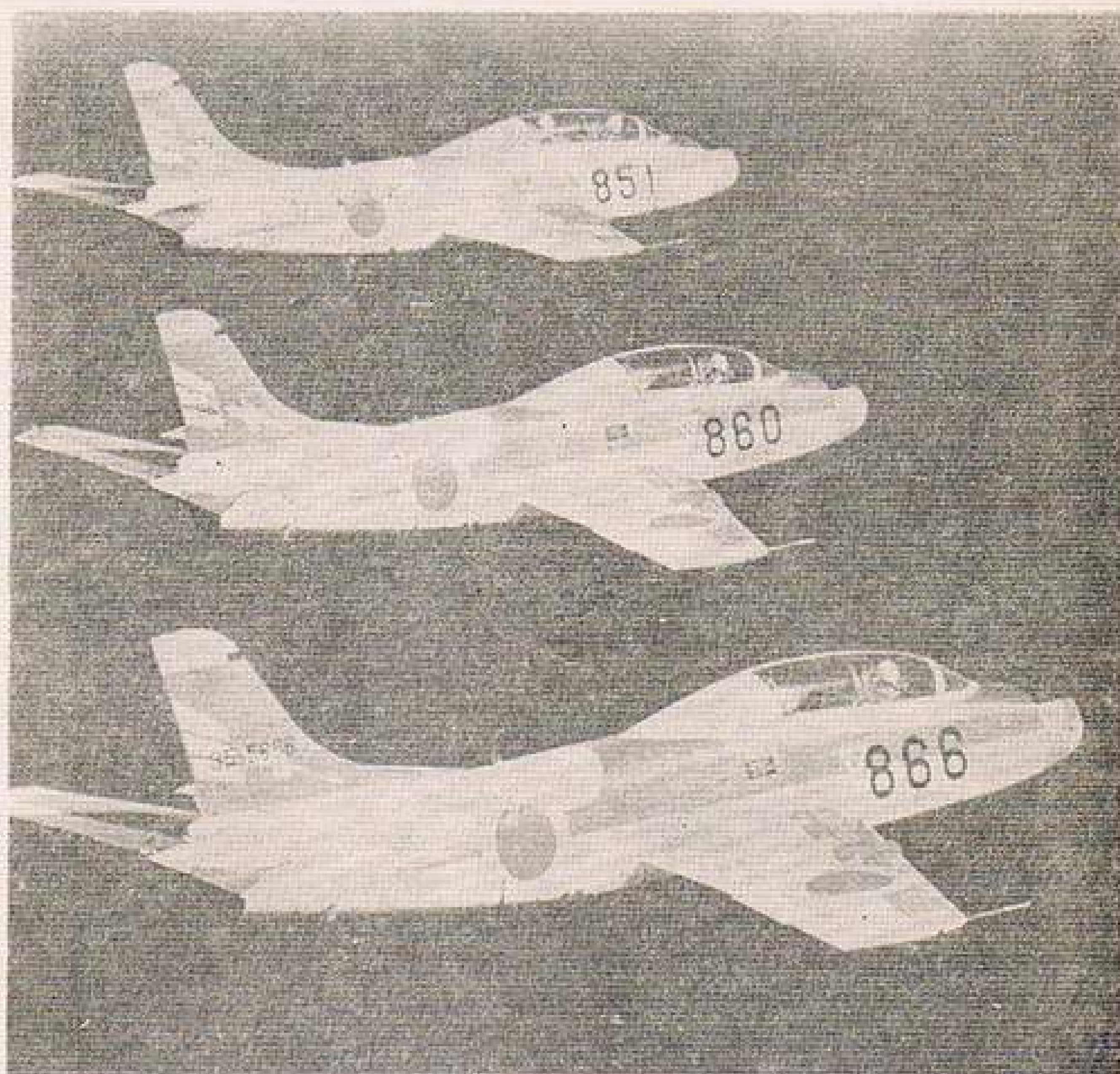
Fuji T-1 (Japonia)

Opracowanie samolotu szkolno-treningowego **Fuji T-1** podjęto jeszcze w latach pięćdziesiątych. Pierwszy prototyp T-1F2 dokonał pierwszego lotu w styczniu 1958 r., drugi — w lutym tego samego roku. Były one napędzane silnikiem Bristol Orpheus, podobnie jak zbudowane następnie dwie serie, liczące łącznie 40 sztuk. Samoloty te zostały przekazane do eksploatacji do lipca 1962 r. Otrzymały one wojskowe oznaczenie T-1A.

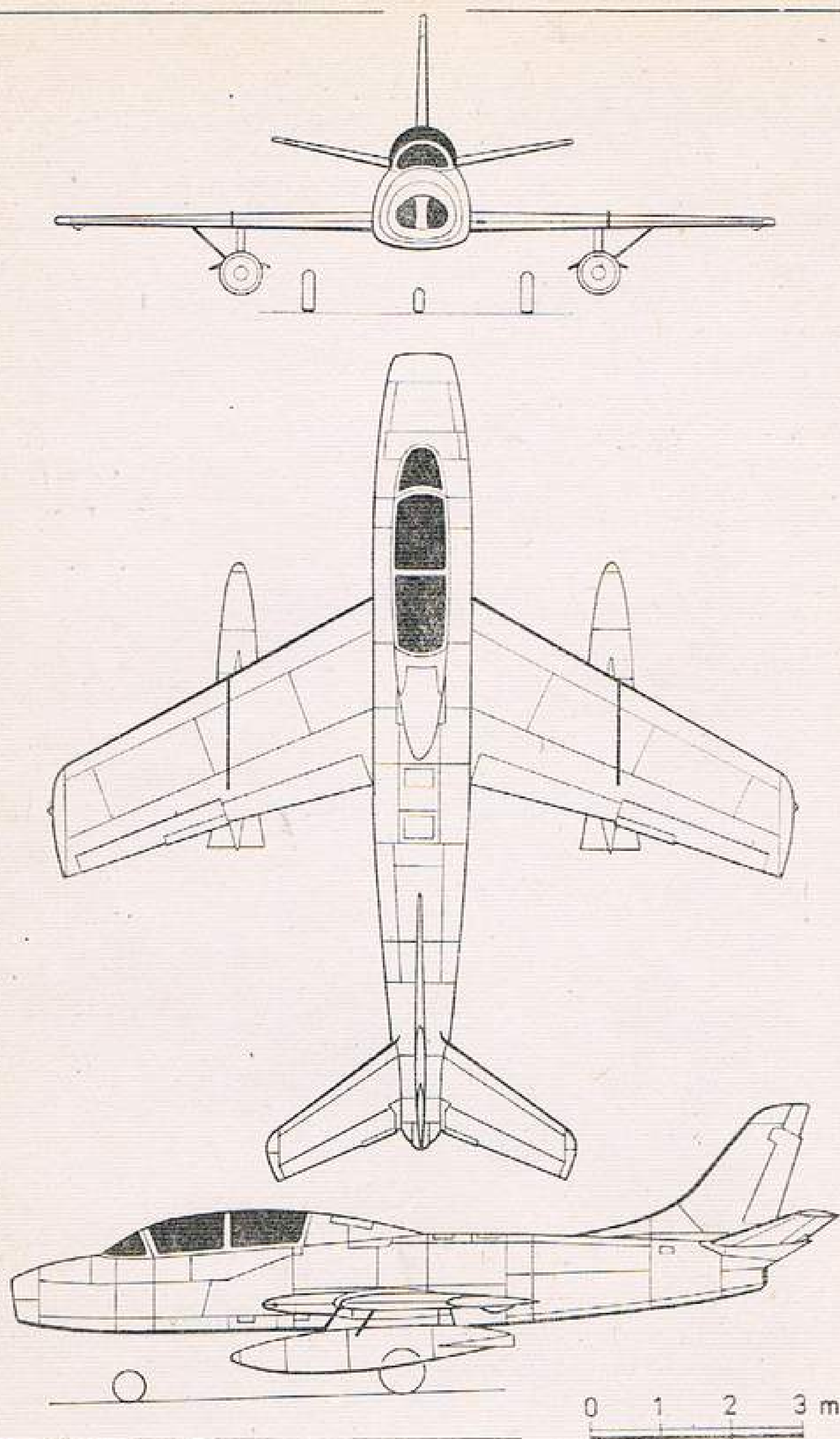
Druga wersja z oznaczeniem wojskowym T-1B jest napędzana japońskim silnikiem Ishikawajima-Harima J3-IHI-3 o ciągu 11,8 kN. Zamówiono 20 samolotów.

Ogółem wyprodukowano około 60 samolotów. Opracowano także wersję T-1C z silnikiem o J3-IHI o ciągu 13,7 kN.

Konstrukcja. Fuji T-1 jest dwumiejscowym dolnopłatem odrzutowym o konstrukcji całkowicie metalowej. Samolot ma skośne skrzydła. Kąt skosu wynosi 26°42′ w 1/4 cięciwy. Zastosowano profile K-561/K-569. Skrzydła



Fuji T-1B



Fuji T-1B

wyposażono w lotki i klapy ze stopu lekkiego. Klapki serwo umieszczone na obydwóch lotkach. Lewa klapka jest również klapką wyważającą.

Kadłub ma konstrukcję półskorupową. W środkowej dolnej części kadłuba umieszczono hamulec hydrauliczny. Załoga jest dwuosobowa. Układ miejsc tandem. Fotele wyrzucane. Kabina ciśnieniowa i klimatyzowana. Usterzenie klasyczne skośne. Na sterze poziomym klapka wyważająca. Podwozie trójpodporowe, hydrauliczne chowane i wypuszczane w locie. Amartyzatory olejowo-powietrzne.

Zespołem napędowym jest turbinowy silnik odrzutowy, zabudowany w tylnej części kadłuba: w wersji T-1A — silnik Orpheus, w wersji T-1B — J3-IHI-3.

Uzbrojenie składa się z karabinu maszynowego kalibru 12,7 mm z zapasem amunicji 220 sztuk, który można zabudować w przedniej części kadłuba, oraz środków bojowych podwieszanych na trzech lub pięciu węzłach: dwóch lub czterech pod skrzydłami i jednym pod kadłubem.

D a n e t e c h n i c z n e. Rozpiętość — 10,50 m, długość — 12,12 m, wysokość — 4,07 m, powierzchnia płata — 22,2 m²; masa własna — 2757 kg, maksymalna masa startowa — 5000 kg; osiągi przy maksymalnej masie startowej: prędkość maksymalna na wysokości 6100 m — 925 km/h, prędkość przelotowa na wysokości 3050 m — 575 km/h, prędkość przelotowa na wysokości 9150 m — 620 km/h, prędkość wznoszenia przy ziemi (w konfiguracji gładkiej) — 33 m/s, pułap praktyczny — 15 850 m, długość startu do wysokości 15 m — 610 m, maksymalny zasięg — 1690 km.

Mitsubishi T-2 (Japonia)

Wytwórnia Mitsubishi otrzymała w 1967 r. od lotnictwa wojskowego Japonii zlecenie opracowania naddźwiękowego, dwusilnikowego samolotu treningowego. Po wykonaniu projektu i makiety przystąpiono do budowy prototypów. Pierwszy prototyp — XT-2 — dokonał pierwszego lotu w lipcu 1971 r., drugi w grudniu 1971 r. Dwa następne prototypy do badań w locie wykonały pierwsze loty w kwietniu i lipcu 1972 r. Płatowiec przygotowano do naziemnych badań zmęczeniowych w styczniu 1975 r. Zamówiono ogółem 62 samoloty, w tym 31 podstawowe samoloty treningowe T-2 i 29 samolotów szkolno-bojowych T-2A. Samoloty T-2A są uzbrojone w działko Vulcan i mają pięć węzłów podwieszenia. W produkcji samolotu współpracują zakłady: Fuji, Nippi i Shin Meiwa. Opracowana została także jednomiejscowa wersja bojowa F-1. Prototyp dokonał pierwszego lotu w czerwcu 1975 r., a pierwsze samoloty seryjne weszły do eksploatacji w 1978 r. Zamówiono 80 tych samolotów. Jeden z samolotów T-2 dostosowano do badań układu sterowania czynnego (CCV) z zastosowaniem przednich powierzchni sterowych i elektrycznego układu sterowania.

K o n s t r u k c j a. Jest to całkowicie metalowy grzbietopłat. Zastosowano profil NACA serii 65 (zmodyfikowany). Konstrukcja wielodźwigarowa z frezowanym pokryciem. Na przedniej części skrzydła klapy nosowe z wysuniętą krawędzią natarcia. Część przykadłubowa skrzydła ma duży kąt skosu krawędzi natarcia. Na krawędzi spływu znajdują się szczelinowe klapy tylne. Ste-

rowanie wokół osi podłużnej odbywa się za pomocą dwusegmentowych przerywaczy na każdym skrzydle, usytuowanych przed klapami.

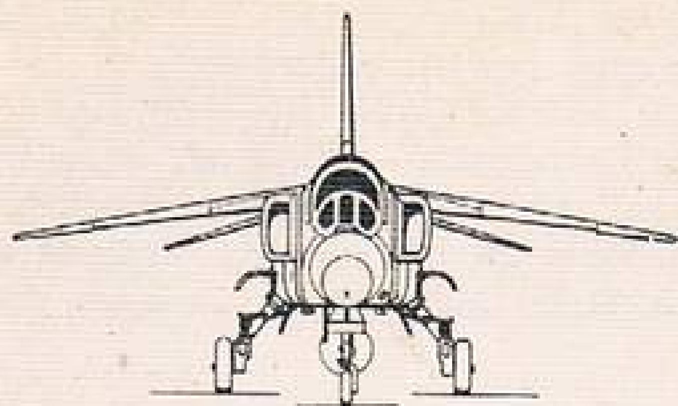
Kadłub ma konstrukcję półskorupową, jest wykonany ze stopów aluminium i w 10% z tytanu. Pod tylną częścią kadłuba usytuowane są hamulce aerodynamiczne. Miejsca załogi w ciśnieniowej klimatyzowanej kabinie usytuowane jedno za drugim. Fotele wyrzucane umożliwiają ratowanie się załogi z wysokości 0 m i przy prędkości lotu 0 km/h. Tylny fotel położony jest wyżej o 0,28 m od pierwszego. Osłony indywidualne podnoszone do tyłu do góry. Usterzenie poziome płytowe, ze wzniosem ujemnym 15°. Wszystkie powierzchnie sterowe są wychylane za pośrednictwem wzmacniaczy hydraulicznych. Podwozie trójpodporowe o kołach pojedynczych na każdej podporze, całkowicie hydraulicznie chowane w locie do kadłuba. Awaryjne wypuszczanie podwozia — pneumatyczne. Przednie koło sterowane, amortyzatory olejowo-powietrzne, hamulce hydrauliczne z systemem antypoślizgowym. Z tyłu kadłuba, w dolnej jego części usytuowany jest hak do skracania lądowania.

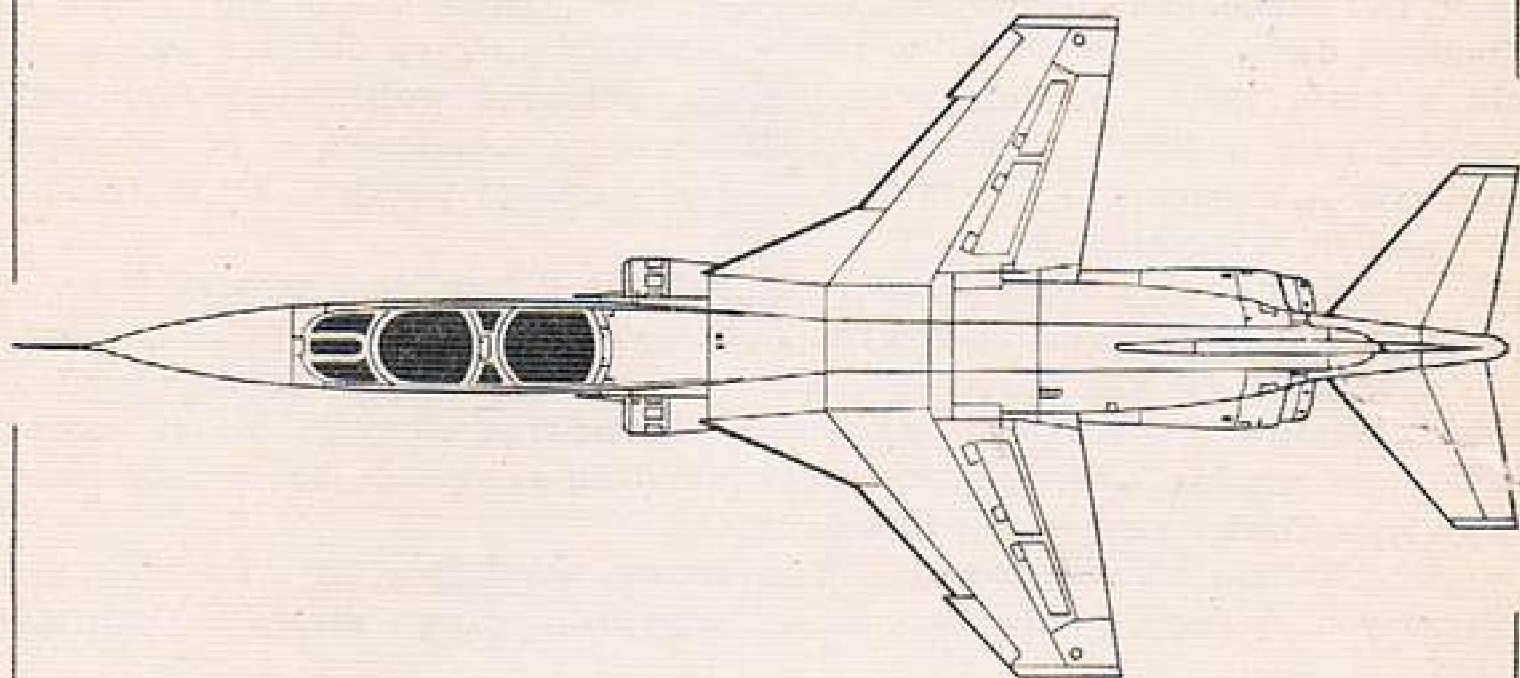
Zespołem napędowym są dwa dwuprzepływowe silniki Rolls-Royce Turboméca Adour z dopalaczami, budowane przez wytwórnię Ishikawajima-Harima na podstawie licencji, oznaczone TF40-IHI-801A. Ciąg każdego silnika bez dopalania 20,95 kN, z dopalaniem 31,45 kN. Silniki zabudowano w tylnej części kadłuba. Wloty do silników boczne. Zapas paliwa w 7 zbiornikach kadłubowych wynosi 3823 dm³. Możliwe jest podwieszenie trzech dodatkowych zbiorników paliwowych o pojemności 833 dm³.

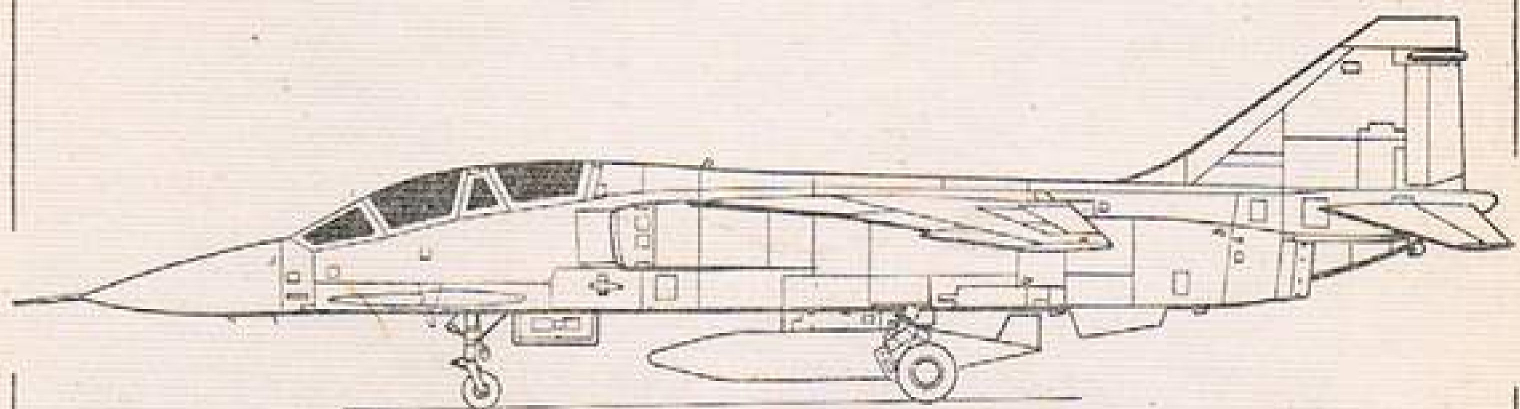
Samolot jest wyposażony w dwie niezależne instalacje hydrauliczne o ciśnieniu 20,7 MPa. Instalacja elektryczna prądu zmiennego zasilana przez dwie prądnice 12/15 kVA. Do wyposażenia radionawigacyjnego należą m. in. radiostacja UHF, urządzenia pokładowe TACAN, system aktywnej odpowiedzi — radiodalmierz.



Mitsubishi T-2







0 3 m

Mitsubishi T-2

Wersja T-2A uzbrojona w wielolufowe działko JM-61A-1 Vulcan, zabudowane z lewej strony dolnej części kadłuba i wyposażona w 5 węzłów podwieszenia: 1 pod kadłubem i 4 pod skrzydłami. Na końcu skrzydeł mogą być mocowane pociski kierowane powietrze—powietrze.

Dane techniczne. Rozpiętość — 7,78 m, długość — 17,84 m, wysokość — 4,38 m, powierzchnia płata — 21,18 m²; masa własna — 6300 kg, masa startowa w konfiguracji gładkiej — 9800 kg; prędkość maksymalna na wysokości 11 000 m — odp. Ma = 1,6, maksymalna prędkość wznoszenia — 176 m/s, pułap praktyczny — 15 240 m, maksymalny zasięg z dodatkowymi zbiornikami — 2593 km.

Soko G2-A i G-2A-E „Galeb" (Jugosławia)

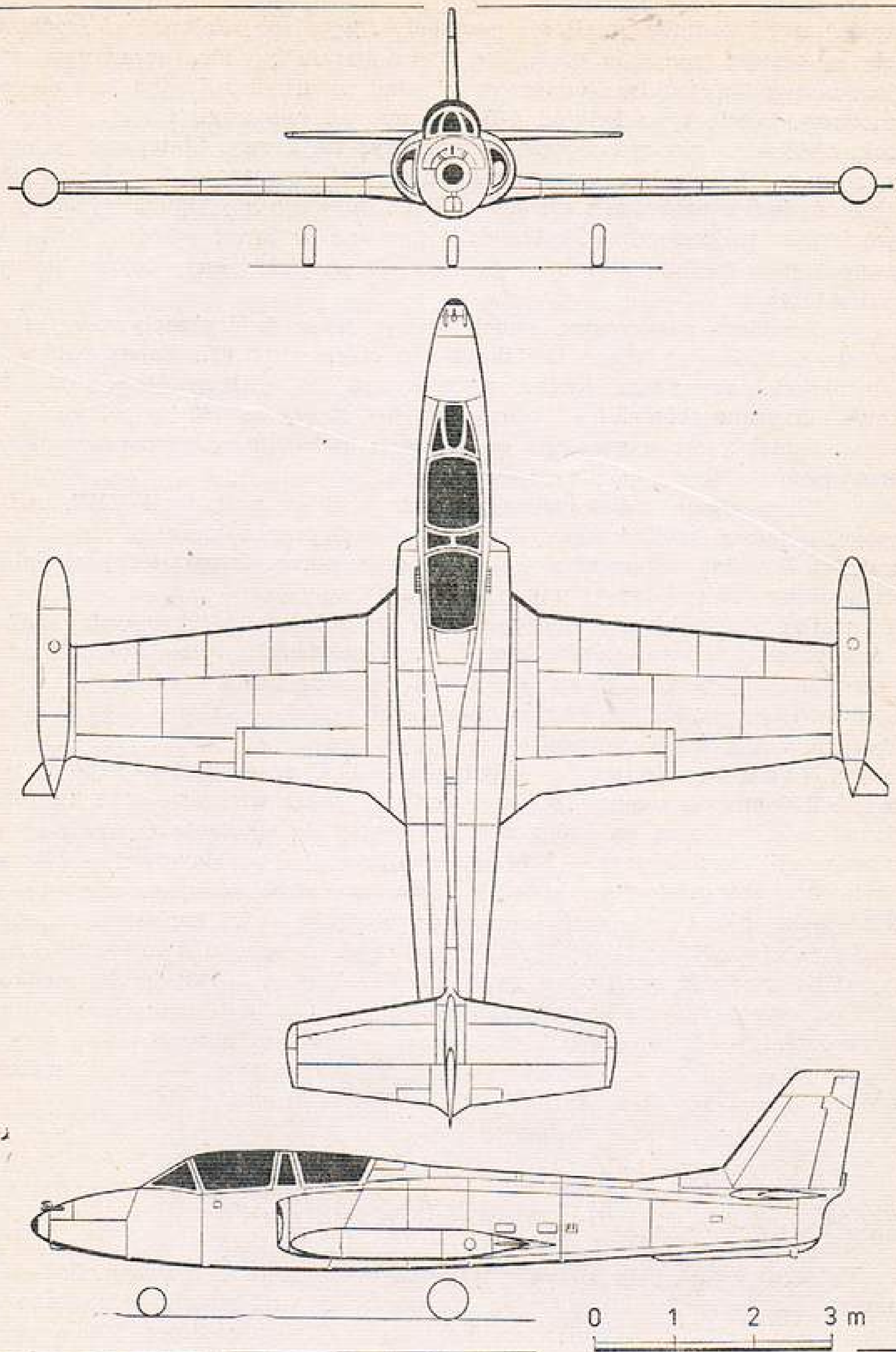
Prace nad samolotem szkolno-treningowym G2-A „Galeb" rozpoczęto w 1957 r., a budowę dwóch prototypów — w 1959 r. Pierwszy prototyp dokonał pierwszego lotu w maju 1961 r. Produkcja seryjna dla lotnictwa wojskowego Jugosławii rozpoczęła się w 1963 r. Samolot był produkowany początkowo w podstawowej wersji G2-A, a począwszy od 1975 r. — w eksportowej wersji G-2A-E „Galeb", różniącej się wyposażeniem.

Konstrukcja. Samolot „Galeb" jest dolnopłatem wyposażonym w proste skrzydła o obrysie trapezowym. Zastosowano profil NACA 64A213.5 u nasady i 64A212.0 na końcu skrzydła. Konstrukcja skrzydeł jest konwencjonalna, dwudźwigarowa z pracującym pokryciem. Zewnętrzne skrzydła przystosowane do łatwego montażu i demontażu. Lotki wychylane są ręcznie, bez wzmocnienia, klapy typu Fowler sterowane hydraulicznie.

Kadłub ma konstrukcję półskorupową, składającą się z dwóch części połączonych czterema sworzniami tuż za krawędzią spływu skrzydła. Oddziele-



Soko G2-A „Galeb"



Soko G2-A „Galeb"

nie tylnej części kadłuba umożliwia przeglądy i wymianę silnika. Pod środkową częścią są umieszczone dwa odchylane hydraulicznie hamulce aerodynamiczne. Miejsca ucznia i instruktora umieszczone jedno za drugim. Kabina jest niehermetyzowana. Fotele typu Folland 1-B. Osłony nad miejscami załogi odchylane na bok. Usterzenie pionowe i poziome ma obrys trapezowy. Statecznik poziomy stały, stery wychylane bez wzmocnienia są wyważone masowo i aerodynamicznie. Na obydwóch połówkach steru wysokości znajdują się klapki wyważające. Podwozie jest trójpodporowe, całkowicie chowane w locie: przednie podwozie chowane jest w kadłub, główne — w skrzydła. Amortyzatory olejowo-gazowe. Hamulce tarczowe.

Zespołem napędowym samolotu jest jeden jednoprzepływowy silnik odrzutowy Rolls-Royce Viper 11 Mk 22-6 o ciągu 11,12 kN. Zapas paliwa w dwóch miękkich zbiornikach kadłubowych wynosi 780 kg. Przewidziano dwa dodatkowe odrzucane zbiorniki na końcu skrzydeł, każdy na 140 kg paliwa.

Samolot jest wyposażony w instalację hydrauliczną, pneumatyczną (do przeładowywania broni), tlenową i elektryczną.

Wyposażenie radionawigacyjne składa się z radiostacji VHF, radiokompasu, urządzeń pokładowych VOR/LOC i ILS oraz odbiornika radiolatarni znakującej. Samolot wyposażony jest również w sprzęt fotograficzny w dolnej części kadłuba pod podłogą kabiny.

Uzbrojenie składa się z dwóch karabinów maszynowych kalibru 12,7 mm oraz środków bojowych mocowanych na dwóch węzłach podwieszenia pod skrzydłami: 2 bomb o masie 50 lub 100 kg każda lub 4 zasobników z 4 pociskami rakietowymi kalibru 57 mm albo dwóch pocisków kalibru 127 mm lub z zasobników z drobnymi bombami.

D a n e t e c h n i c z n e. Rozpiętość — 10,47 m, długość — 10,34 m, wysokość — 3,28 m, powierzchnia płata — 19,43 m²; masa własna — 2620 kg, masa startowa ze zbiornikami na końcu skrzydeł wersji do szkolenia w nawigacji — 3828 kg; wersji akrobacyjnej — 3374 kg, wersji szkolnej podstawowej — 3488 kg, obydwie bez zbiorników na końcach płata, maksymalna masa startowa — 4300 kg, maksymalna masa podwieszanego uzbrojenia — 300 kg; osiągi samolotu w konfiguracji gładkiej: prędkość maksymalna na wysokości 0 m — 756 km/h, maksymalna prędkość przelotowa na wysokości 6000 m — 730 km/h, prędkość minimalna z wychylonymi klapami i hamulcami — 158 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 22,8 m/s, pułap praktyczny — 12 000 m, długość startu do wysokości 15 m — 640 m, długość lądowania z wysokości 15 m — 710 m, maksymalny zasięg — 1240 km, długotrwałość lotu — 2 h 30 min.

Soko J-1 (RJ-1) „Jastreb" i T-J1 „Jastreb Trainer" (Jugosławia)

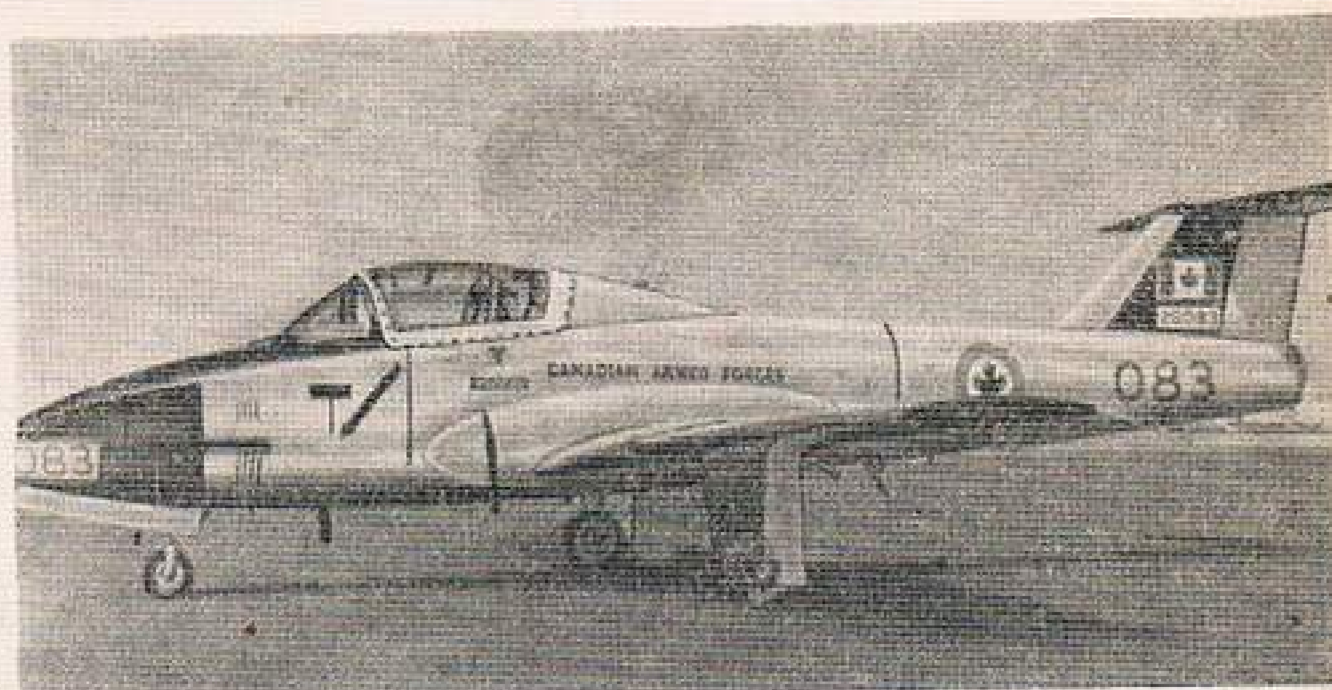
Jednomiejscową wersję bojową samolotu G-2A-E „Galeb" nazwano Soko J-1 „Jastreb". Pierwsze samoloty seryjne z niewielkiej serii zostały przekazane do eksploatacji w 1971 r. Wersja jest napędzana silnikiem Viper 531 o ciągu 13,32 kN. Samolot jest przystosowany do startu z użyciem dwóch rakiet startowych JATO. Uzbrojenie zostało rozszerzone i składa się z trzech karabinów ma-

szynowych kalibru 12,7 mm (z zapasem 135 sztuk amunicji na każdy karabin) oraz z 8 węzłów podwieszenia uzbrojenia pod skrzydłami. Dwa wewnętrzne węzły są dostosowane do przenoszenia bomb o masie 250 kg każdy lub innych środków bojowych — mniejszych bomb, zbiorników z napalmem i zasobników z niekierowanymi pociskami rakietowymi. Pozostałe węzły są przystosowane do przenoszenia niekierowanych pocisków rakietowych kal. 127 mm. Zbudowano także wersję rozpoznawczą — RJ-1 z trzema aparatami fotograficznymi i możliwością podwieszenia bomb oświetlających na 4 węzłach podskrzydłowych. Treningowa wersja — TJ-1, jest zbliżona do wersji J-1 (ten sam silnik i uzbrojenie), ale jej kabina jest dwumiejscowa. Prototyp tej wersji dokonał pierwszego lotu w 1974 r. a dostawy samolotów seryjnych rozpoczęły się w 1975 r.

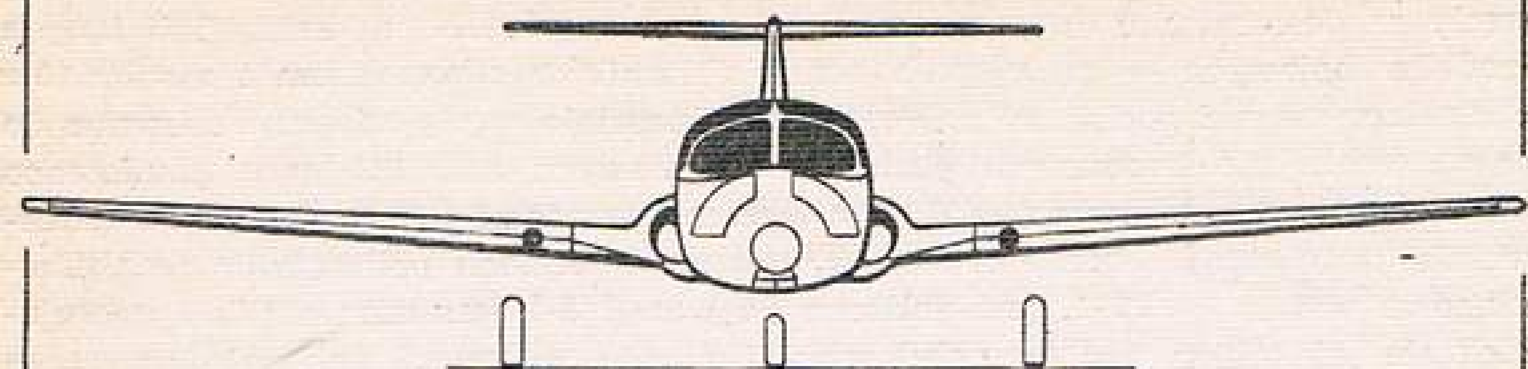
Canadair CL-41 „Tutor'' (Kanada)

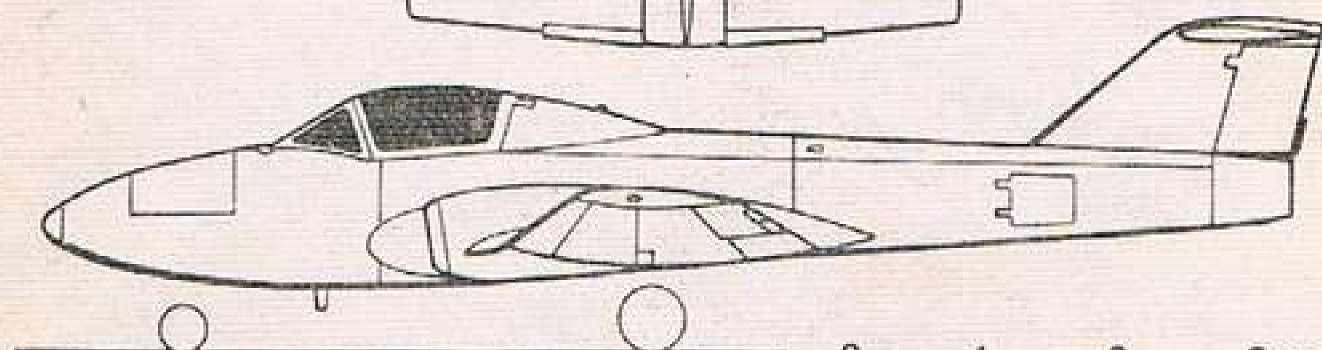
Pod koniec lat pięćdziesiątych, gdy wiele wytwórni na świecie prowadziło prace konstrukcyjne bądź produkowało już szkolno-treningowe samoloty o napędzie odrzutowym, wytwórnia kanadyjska Canadair z własnej inicjatywy opracowała i przeprowadziła próby samolotu CL-41A „Tutor". Prototyp dokonał pierwszego lotu we wrześniu 1960 r. Lotnictwo wojskowe Kanady zamówiło 190 samolotów. Seria ta została przekazana do eksploatacji do 1966 r. Równolegle z produkcją samolotów CL-41A trwały prace rozwojowe, w wyniku których opracowano wersję do szkolenia w przeprowadzaniu bojowych działań i do wsparcia taktycznego. Wersja ta, oznaczona CL-41G, została zamówiona przez lotnictwo Malajzji w liczbie 20 sztuk. Samolot ten różni się od wersji pierwotnej głównie większym ciągiem zespołu napędowego i zwiększonym asortymentem uzbrojenia.

K o n s t r u k c j a. CL-41A jest całkowicie metalowym jednosilnikowym dolnopłatem z miejscami ucznia i instruktora obok siebie. Skrzydła mają obrys trapezowy i profile NACA 63 A014 u nasady i NACA 63 A212 na końcu.



Canadair CL-41G





Canadair CL-41G

Konstrukcję nośną skrzydła stanowi jeden główny dźwigar i dwa pomocnicze oraz pracujące pokrycie. W lotkach zastosowano na spływie ulową konstrukcję przekładkową. Na obydwóch lotkach klapki wyważające. Klapy na spływie szczelinowe, wychylane hydraulicznie.

Kadłub ma konstrukcję półskorupową. W tylnej części kadłuba po obydwóch jej stronach usytuowano hamulce aerodynamiczne. Osłona kabiny otwierana do tyłu. Załoga wyposażona w wyrzucane fotele do ratowania się od wysokości 0 m. Wloty do silnika boczne. W osłonie wlotu jest umieszczony bagażnik. Usterzenie w układzie „T". Stery o konstrukcji przekładkowej. Klapki wyważające na obydwóch połówkach steru wysokości. Podwozie trójpodporowe wciągane hydraulicznie: przednie (sterowane) w kierunku do przodu w kadłub, główne — w skrzydła w kierunku do kadłuba. Amortyzatory olejowo-powietrzne.

Zespołem napędowym samolotu jest silnik General Electric J85-J4 o ciągu 13,15 kN, zabudowany w tylnej części kadłuba. Zapas paliwa w 5 elastycznych, połączonych ze sobą zbiornikach wynosi 1170 dm^3.

Samolot wyposażony jest w instalację hydrauliczną o ciśnieniu 10,3 MPa i elektryczną. Wyposażenie radionawigacyjne składa się z radiostacji VHF, radiokompasu, urządzenia pokładowego TACAN, rozmównicy i urządzenia identyfikującego „swój—cudzy".

D a n e t e c h n i c z n e. Rozpiętość — 11,13 m, długość — 9,75 m, wysokość — 2,84 m, powierzchnia płata — 20,44 m^2; masa własna — 2400 kg, maksymalna masa startowa — 5131 kg; osiągi w konfiguracji gładkiej; prędkość maksymalna na wysokości 8700 m z 50% zapasem paliwa — 774 km/h, prędkość minimalna w konfiguracji do lądowania — 133 km/h, pułap praktyczny — 12 800 m, długość startu do wysokości 15 m — 532 m, długość lądowania z wysokości 15 m — 670 m.

Cessna T-37 (USA)

Prototyp samolotu Cessna T-37 dokonał pierwszego lotu w październiku 1954 r., a pierwszy samolot serii informacyjnej — we wrześniu 1955 r. Samoloty pierwszej głównej serii (416 sztuk) nosiły oznaczenie T-37A. Były one wyposażone w silniki Continental J69-T-9 o ciągu 4,1 kN. Następna wersja, T-37B, była wyposażona w silniki J69-T-25 o większym ciągu, 4,56 kN i miała zmodyfikowane wyposażenie radionawigacyjne (m. in. radiostację UHF i nową tablicę przyrządów).

Samoloty wersji T-37A zostały przerobione na wersję T-37B. Następna wersja seryjna, T-37C, przeznaczona na eksport, została przystosowana do przenoszenia szerszego asortymentu podwieszanych środków bojowych oraz wyposażona w dodatkowe zbiorniki paliwa, umieszczone na końcach skrzydeł. Łącznie zbudowano samolotów w trzech wersjach 1268 sztuk. W 1977 r. zakończono produkcję tego samolotu. Należy wspomnieć, że opracowano i wprowadzono do produkcji wersję szturmową A-37B; wyprodukowano serię w liczbie 580 szt., z których znaczna część została wyeksportowana do państw Trzeciego Świata (m. in. do Wietnamu, gdzie większość uległa zniszczeniu).

Konstrukcja. Samolot Cessna T-37B jest dolnopłatem posiadającym skrzydła o obrysie trapezowym i konstrukcji dwudźwigarowej. Zastosowano profile NACA 2418 u nasady i NACA 2412 na końcu skrzydła. Na skrzydle lotki oraz wychylane hydraulicznie klapy szczelinowe.

Kadłub ma konstrukcję półskorupową. Kabina załogi (niecíśnieniowa) z dwoma miejscami obok siebie. Fotele wyrzucane. Osłona kabiny otwierana do góry do tyłu. Wiatrochron odporny na uderzenia ptaków (w związku ze 133 uszkodzeniami oszklenia przez ptaki wymieniono w latach do 1970 r. oszklenie w 800 samolotach). Usterzenie klasyczne. Statecznik pionowy integralny z kadłubem. Statecznik poziomy zabudowany w 1/3 wysokości statecznika pionowego. Stery wyposażono w klapki wyważające, ustawiane elektrycznie. Podwozie jest trójpodporowe, całkowicie hydraulicznie chowane w locie. Golenie wyposażone w amortyzatory olejowo-powietrzne Bendix. Przednie koło sterowane. Hamulce wielotarczowe.

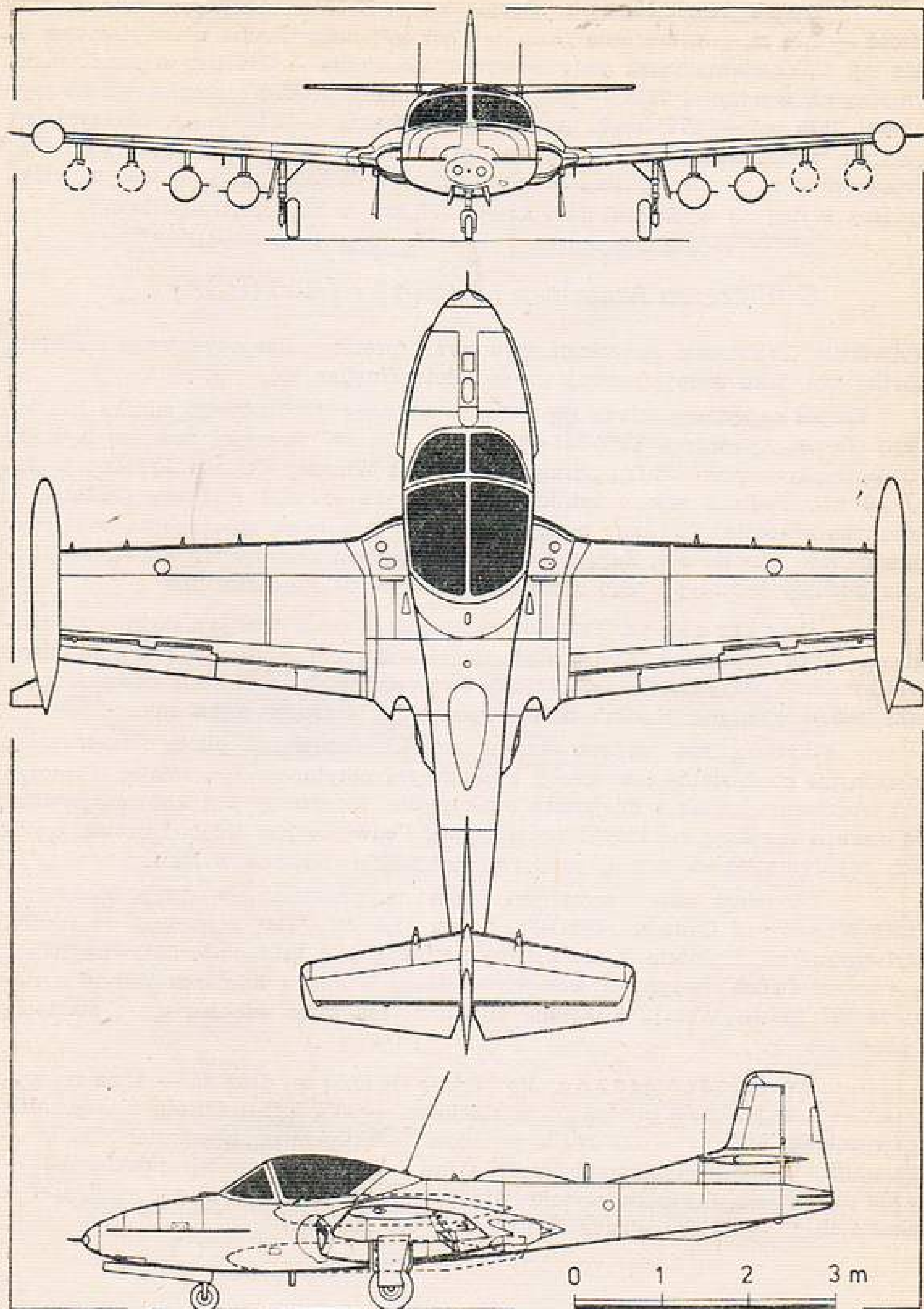
Zespołem napędowym samolotu są dwa jednoprzepływowe silniki Continental J69-T-25, zabudowane w środkowej części kadłuba. Silniki są wersją francuskiego silnika Turbomeca „Marboré VI", budowaną w St. Zjednoczonych na podstawie licencji.

Zapas paliwa w zbiorniku kadłubowym i 12 połączonych, gumowych zbiornikach w skrzydłach wynosi 1170 dm³ (w wersji T-37C dwa dodatkowe zbiorniki na końcach skrzydeł o pojemności 245 dm³).

Uzbrojenie składa się z dwóch zasobników ze środkami bojowymi, usytuowanych pod skrzydłami. W kadłubie możliwe jest zabudowanie aparatów fotograficznych.



Cessna T-37C



Cessna T-37C

Dane techniczne. Rozpiętość — 10,30 m, długość — 8,92 m, wysokość — 2,80 m, powierzchnia płata — 17,09 m²; maksymalna masa startowa — 3402 kg, maksymalna masa podwieszanego uzbrojenia — 344 kg; prędkość maksymalna na wysokości 7620 — 647 km/h, normalna prędkość przelotowa na wysokości 7620 m — 574 km/h, prędkość minimalna — 143 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia— 12 m/s, pułap praktyczny — 9115 m, długość startu do wysokości 15 m — 838 m, długość lądowania z wysokości 15 m — 1036 m, maksymalny zasięg na wysokości 7620 m — 1517 km (z 5% rezerwą paliwa).

Gulfstream American „Peregrine" 600 (USA)

Wytwórnia Gulfstream American opracowała prototyp dyspozycyjnego samolotu Hustler 500, jako wersję rozwojową samolotu Hustler 400.

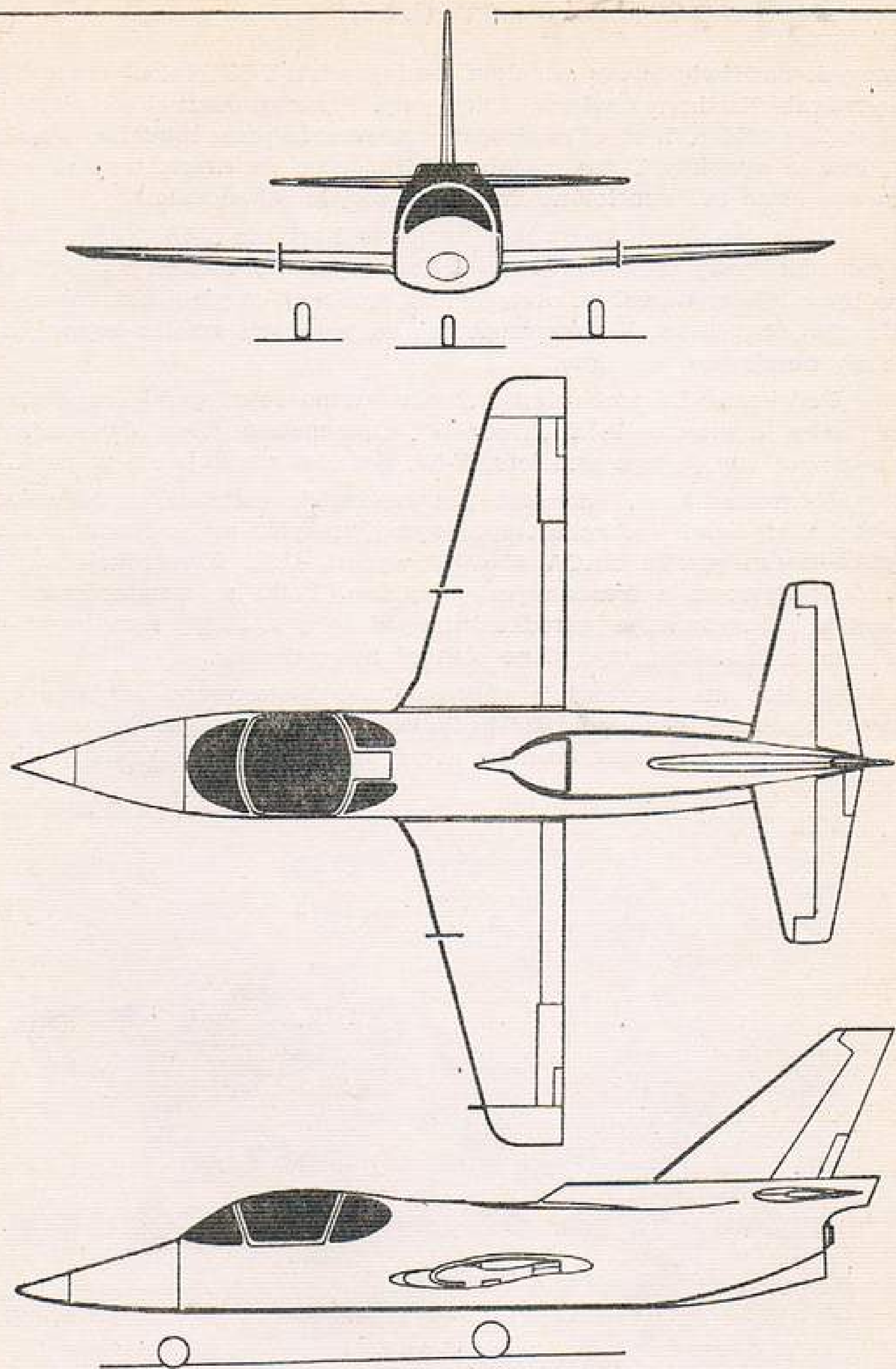
Zespół napędowy składa się z dwóch silników: turbinowego silnika śmigłowego Garret Airesearch TPE-331-10 o mocy 660 kW w części nosowej kadłuba i dwuprzepływowego silnika odrzutowego Pratt Whitney Canada JT15D-1 o ciągu 9,8 kN. Podczas salonu lotniczego w Paryżu w 1979 r. firma Gulfstream American przedstawiła plany budowy samolotu szkolnego, opartego na konstrukcji samolotu Hustler 500. Zainteresowanie projektem skłoniło wytwórnię do podjęcia budowy prototypu tego samolotu, nazwanego „Peregrine 600".

Konstrukcja. Samolot jest dolnopłatem o prostych skrzydłach, mających obrys trapezowy. Konstrukcja dwudźwigarowa z pracującym pokryciem. Profil nadkrytyczny GAW Mo34. Klapy dwuszczelinowe wychylane hydraulicznie, lotki konwencjonalne. Kadłub półskorupowy o konstrukcji *fail safe*.

Samolot jest proponowany w wersji z miejscami pilota i instruktora położonymi obok siebie i w wersji z posobnym ustytuowaniem miejsc. Prototyp jest budowany jednak z miejscami obok siebie. Usterzenie jest konwencjonalne. Na sterach znajdują się klapki wyważające. Podwozie jest trójpodporowe, o kołach pojedynczych na każdej podporze, całkowicie chowane w locie.

Zespołem napędowym jest jeden dwuprzepływowy silnik odrzutowy Pratt Whitney of Canada JT15D-5 o ciągu 13,4 kN. Wlot powietrza do silnika usytuowany na grzbiecie kadłuba. Proponowany jest także alternatywny napęd za pomocą dwóch dwuprzepływowych silników Williams Research WR-44 o ciągu 54 kN każdy. Wersja z dwoma silnikami ma mieć większą masę startową o około 100 kg.

Dane techniczne. Rozpiętość — 10,51 m, długość — 11,68 m, wysokość — 4,08 m; maksymalna masa startowa — 2800 kg; prędkość maksymalna na wysokości 6100 m — 729 km/h, prędkość przelotowa na wysokości 1525 m — 686 km/h, prędkość wznoszenia przy ziemi — 26,4 m/s, pułap praktyczny — 14 630 m, długość startu do wysokości 15 m — 490 m, długość lądowania z wysokości 15 m — 800 m, zasięg maksymalny — 2000 km.



Gulfstream American „Peregrine" 600

Northrop T-38A „Talon'' (USA)

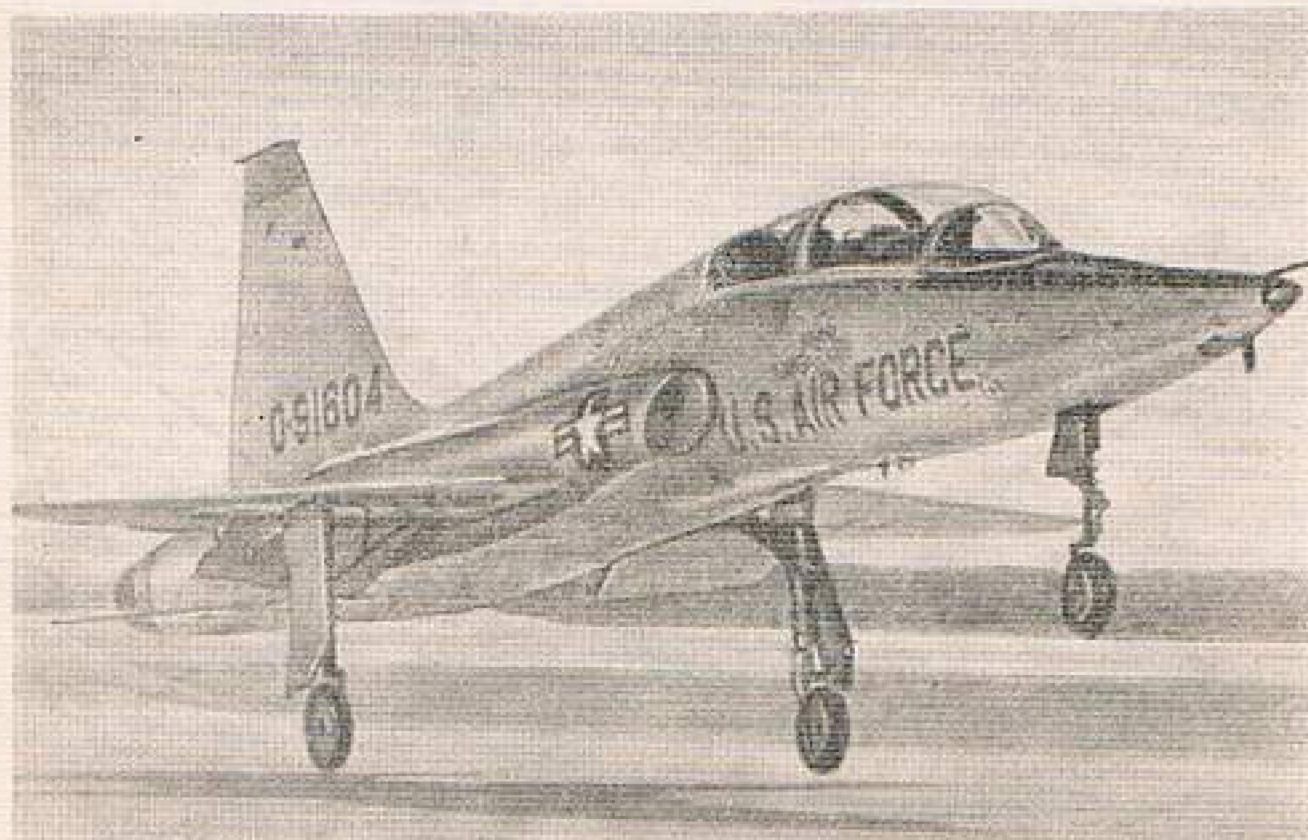
Opracowanie naddźwiękowego samolotu treningowego T-38 „Talon" (Pazur) podjęła wytwórnia Northrop z własnej inicjatywy. Prototyp dokonał pierwszego lotu w kwietniu 1959 r. W wyniku złożenia zamówienia przez lotnictwo wojskowe USA pierwsze samoloty T-38A zostały wprowadzone do eksploatacji w 1961 r. Zbudowano około 900 samolotów. Produkcja została zakończona.

Opierając się na konstrukcji samolotu Northrop T-38 „Talon" opracowano jednomiejscowy samolot myśliwski Northrop F-5 „Freedom Fighter", oblatany w lipcu 1959 r. Wszedł on następnie do produkcji seryjnej głównie na eksport do różnych państw. Wprowadzono też do produkcji szkolno-bojową, dwumiejscową wersję tego samolotu.

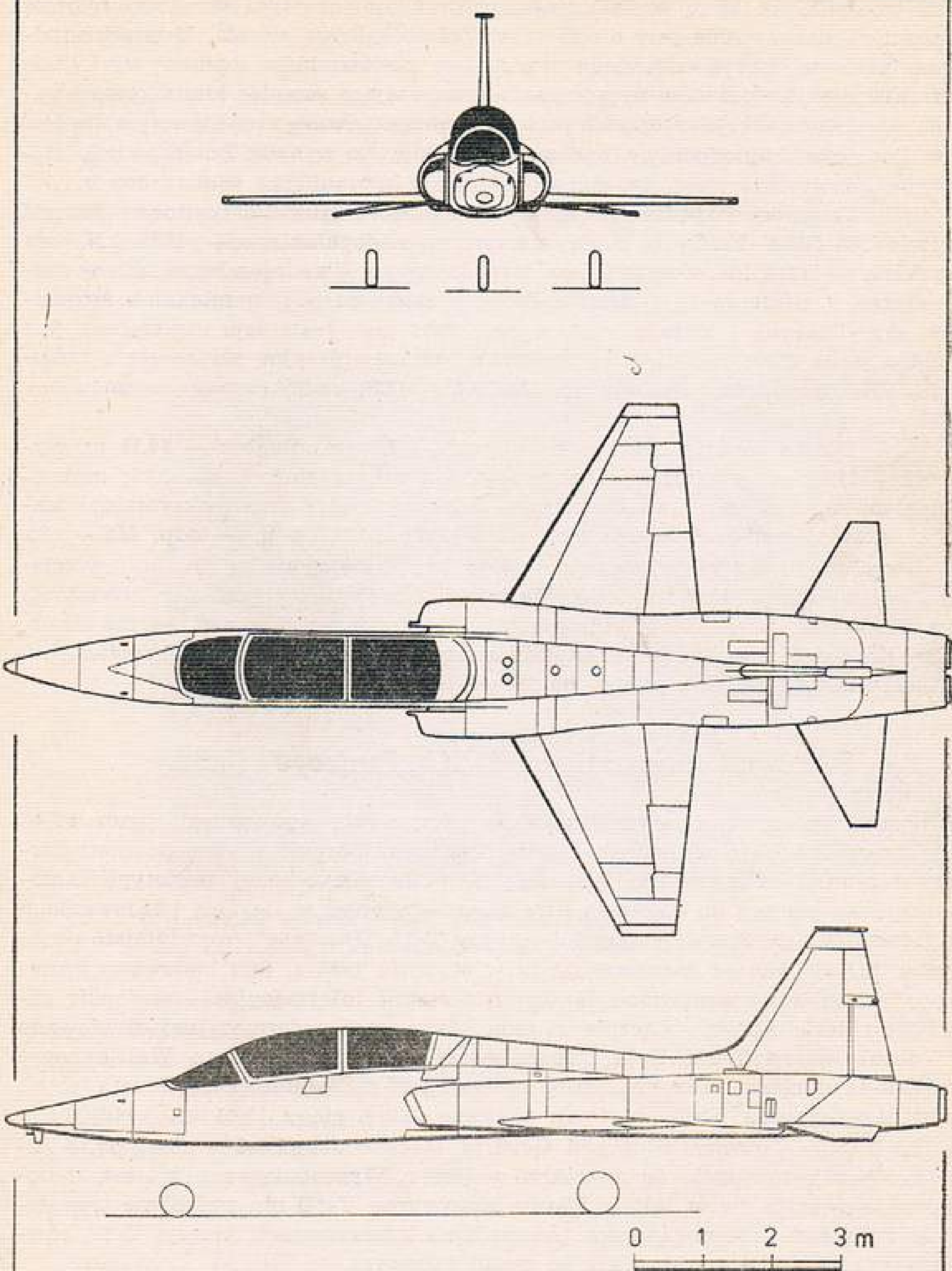
Pod koniec lat sześćdziesiątych zbudowano nową wersję samolotu bojowego, którą oznaczono F-5E „Tiger II". Opracowano także dwumiejscową, szkolno-bojową wersję tego samolotu, F-5F. Samolot znajduje się w produkcji.

K o n s t r u k c j a. Samolot jest całkowicie metalowym dolnopłatem, z cienkimi skrzydłami o obrysie trapezowym (względna grubość zastosowanego zmodyfikowanego profilu NACA 65A0048 wynosi 4,8%). Konstrukcja skrzydeł jest wielodźwigarowa z frezowanym pokryciem. Lotki ze wzmocnieniem hydraulicznym są usytuowane pośrodku krawędzi spływu. Klapy szczelinowe między lotkami a kadłubem, wychylane również hydraulicznie.

Kadłub ma konstrukcję półskorupową. Zastosowano zwężenie części środkowej, zgodne z regułą pól. Pod kadłubem, przed komorami chowania głównego podwozia są usytuowane hamulce aerodynamiczne (dwa segmenty). Wyrzu-



Northrop T-38A



Northrop A-38B

cane, rakietowe fotele załogi położone są jeden za drugim pod oddzielnymi górnymi osłonami ze szkła organicznego, otwieranymi do tyłu do góry. Miejsce instruktora umieszczone jest o 0,25 m wyżej od miejsca ucznia. Usterzenie poziome płytowe. Obrys usterzenia trapezowy, powierzchnie sterowe wychylane hydraulicznie. Zastosowano urządzenia ustateczniające samolot kierunkowo i poprzecznie. Konstrukcja usterzenia poziomego przekładkowa z pojedynczym dźwigarem. Podwozie trójpodporowe, hydraulicznie chowane w locie. Przednie koła sterowane. Amortyzatory olejowo-gazowe. Hamulce hydrauliczne wielotarczowe.

Zespołem napędowym są dwa turbinowe silniki odrzutowe General Electric J85-GE-5 każdy o ciągu startowym z dopalaniem — 1748 kN, bez dopalania — 1216 kN. Samolot jest wyposażony w dwa niezależne układy hydrauliczne o ciśnieniu 20,6 MPa. Całkowity zapas paliwa w miękkich zbiornikach skrzydłowych i kadłubowych wynosi 2206 cm^3. Instalacja elektryczna jest zasilana przez dwie prądnice. Wyposażenie radionawigacyjne składa się z radiostacji UHF, urządzeń pokładowych TACAN i ILS, radiokompasu, rozmównicy pokładowej i in.

Dane techniczne. Rozpiętość — 7,70 m, długość — 14,13 m, wysokość — 3,92 m, powierzchnia płata — 15,80 m^2, wydłużenie — 3,75; maksymalna masa startowa i do lądowania — 5485 kg; osiągi przy maksymalnej masie startowej: prędkość maksymalna na wysokości 11 000 m — odp. Ma = 1,23, dopuszczalna prędkość nurkowania — 1316 km/h, maksymalna prędkość przelotowa na wysokości 11 000 m odp. Ma = 0,95, ekonomiczna prędkość przelotowa odp. Ma = 0,88, prędkość przeciągnięcia z wychylonymi klapami — 252 km/h, pułap praktyczny — 12 200 m, długość startu — 1128 m, długość lądowania — 1372 m, zasięg z rezerwą paliwa na 20 min lotu — 1759 km.

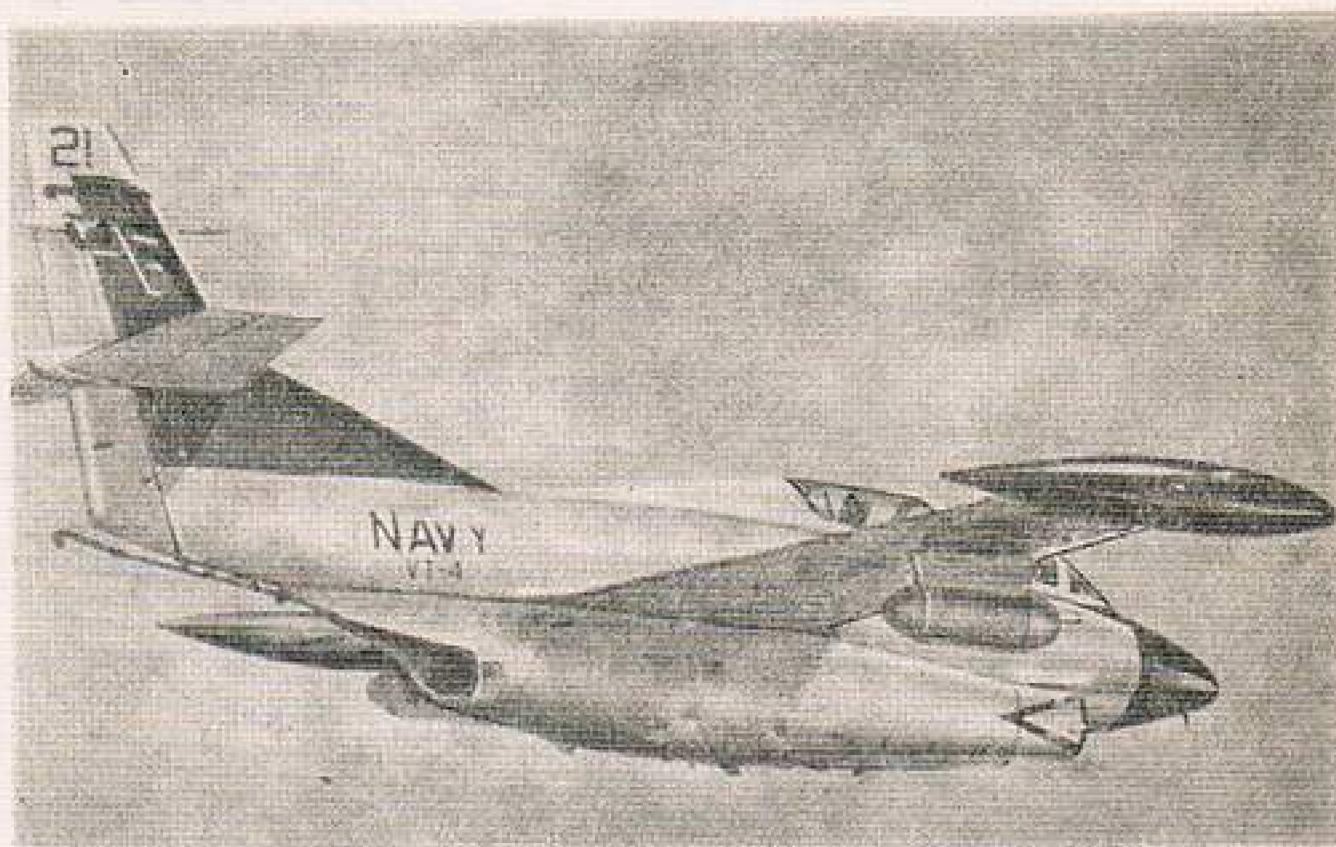
Rockwell International T-2C „Buckeye" (USA)

W wyniku konkursu i oceny projektów ofertowych, wykonanych przez kilka firm amerykańskich, wytwórnia North American (obecnie Rockwell International) otrzymała od marynarki wojennej USA zlecenie budowy prototypu samolotu, przeznaczonego do szkolenia i treningu — również w startach i lądowaniach na lotniskowcach. Pierwszy samolot seryjny T-2A „Buckeye" (wcześniejsze oznaczenie T2J-1) dokonał pierwszego lotu w styczniu 1958 r. (nie budowano prototypu, lecz od razu zamówiono 26 samolotów serii informacyjnej), następnie zamówiono serię główną. Łącznie z samolotami serii informacyjnej zbudowano 217 sztuk wersji T-2A. Była ona napędzana jednym silnikiem Westinghouse J34-WE-48 o ciągu 15,12 kN, który w wersji T-2B (zbudowano 97 szt.) został zamieniony dwoma silnikami Pratt Whitney J60 o ciągu 13,60 kN każdy, a w wersji T-2C — dwoma silnikami General Electric J85-GE-4 o ciągu 13,12 kN każdy. Wersja ta weszła do produkcji w 1968 r. Wyprodukowano 231 sztuk; dostawy zakończyły się w 1975 r. Wersja eksportowa T-2D ma zmienione wyposażenie i nie jest dostosowana do lądowania na lotniskowcach. Wersję T-2E, również eksportową, przystosowano do zadań bojowych.

Konstrukcja. T-2C „Buckeye" jest średniopłatem o prostych skrzydłach, o obrysie trapezowym. Zastosowano konstrukcję dwudźwigarową

z pracującym pokryciem. Przyjęto zmodyfikowany profil NACA 64A212. Na płacie znajdują się lotki ze wzmocnieniem hydraulicznym. Klapy o dużej powierzchni, wychylane hydraulicznie.

Kadłub o konstrukcji półskorupowej dzieli się na trzy części. Część przednia mieści wyposażenie elektroniczne oraz dwumiejscową kabinę o układzie miejsc tandem. Fotele wyrzucane typu LS-1. Drugi fotel położony wyżej o 0,25 m od pierwszego, w celu poprawienia widoczności z kabiny. W górnej środkowej części kadłuba znajdują się główne zbiorniki paliwa, w dolnej — zespół napędowy składający się z dwóch silników odrzutowych, jednoprzepływowych General Electric J85-GE-4, każdy o ciągu 13,12 kN. W tylnej części kadłuba jest umieszczony hak do lądowania na lotniskowcach, z obu stron kadłuba — hamulce aerodynamiczne wychylane hydraulicznie.



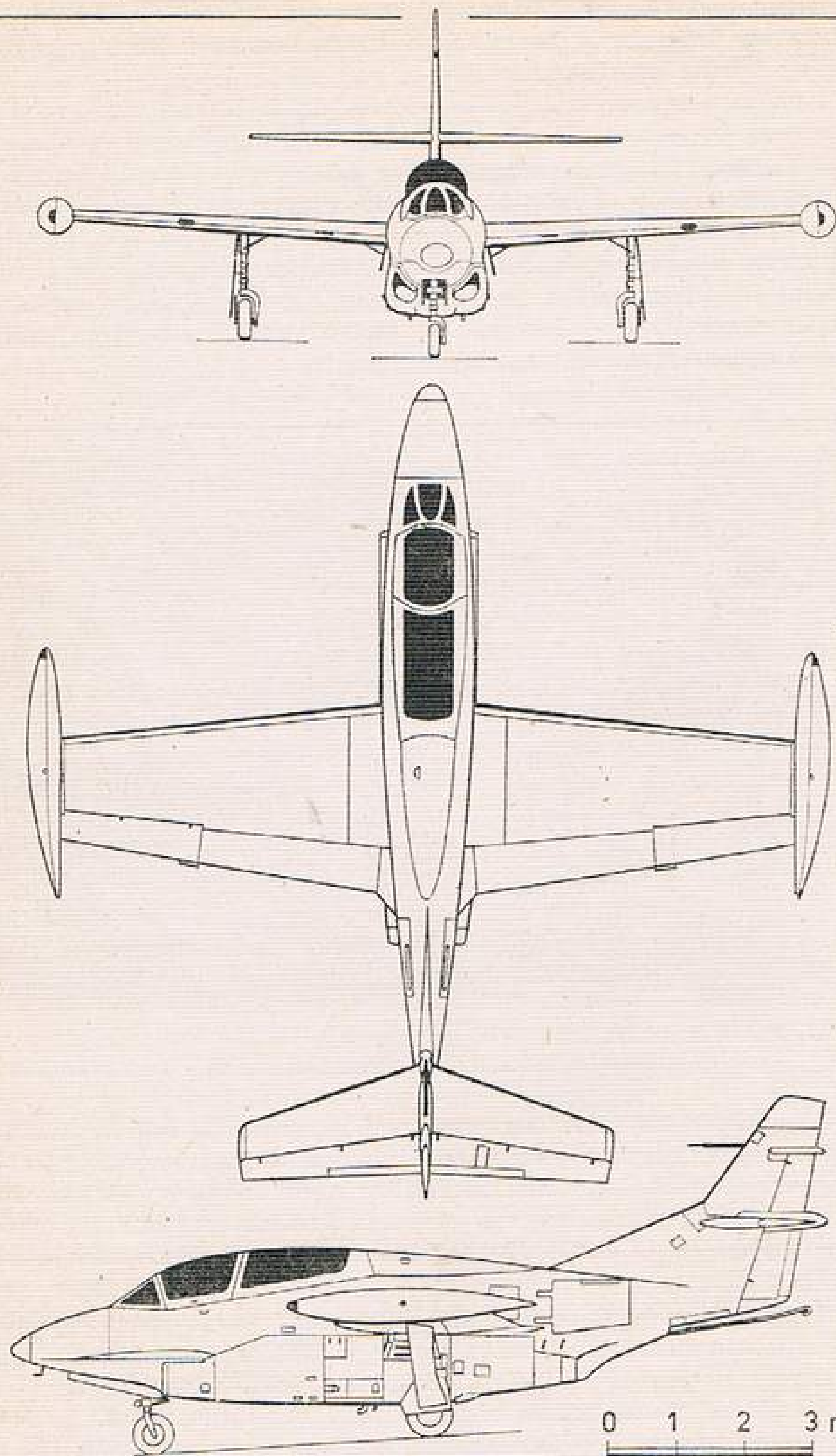
Rockwell International T-2C „Buckeye"

Usterzenie klasyczne. Ster wysokości ze wzmocnieniem hydraulicznym. Stery wyposażone w klapki wyważające. Podwozie trójpodporowe, hydraulicznie chowane w locie. Hamulce tarczowe hydrauliczne. Amortyzatory olejowo-gazowe.

Na życzenie zamawiającego przystosowywano samoloty do przenoszenia środków bojowych na dwóch (290 kg) lub w wersji T-2E na sześciu węzłach podwieszenia (1588 kg).

Zapas paliwa w zbiornikach kadłubowych i stałych na końcu skrzydeł wynosi łącznie 2616 dm³.

D a n e t e c h n i c z n e T-2C. Rozpiętość — 11,62 m, długość — 11,67 m, wysokość — 4,51 m, powierzchnia płata — 23,69 m²; masa własna — 3680 kg, maksymalna masa startowa — 5983 kg, maksymalna masa podwieszanego uzbrojenia — 290 kg; osiągi przy maksymalnej masie startowej: prędkość maksymal-



Rockwell International T-2C „Buckeye"

na na wysokości 7620 m — 852 km/h, ekonomiczna prędkość przelotowa na wysokości 7620 m — 540 km/h, prędkość minimalna z wychylonymi klapami — 161 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 60 m/s, pułap praktyczny — 13 870, długość rozbiegu — 450 m, długość dobiegu — 840 m, maksymalny zasięg — 1722 km.

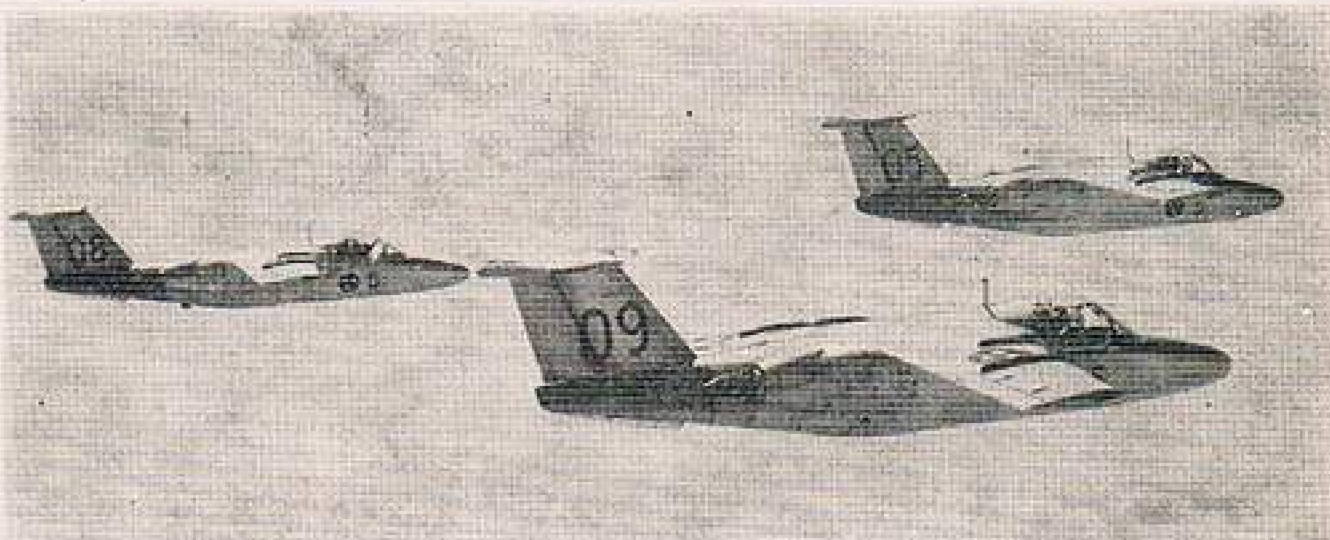
SAAB 105 Sk60 (Szwecja)

Samolot SAAB 105 został opracowany na początku lat sześćdziesiątych. Pierwszy prototyp dokonał pierwszego lotu w czerwcu 1963 r., drugi — w czerwcu 1964 r. Pierwszy samolot seryjny dla szwedzkiego lotnictwa wojskowego, ze 130 zamówionych, dokonał pierwszego lotu w sierpniu 1965 r. W tym samym roku złożono zamówienie na dodatkowych 20 samolotów. W kwietniu 1967 r. dokonała pierwszego lotu wersja o wyższych osiągach — SAAB 105XT, wyposażona w dwa silniki J85-GE-17B. Wersja ta, oznaczona SAAB 105Ö, była produkowana (40 sztuk) dla Austrii. Opracowano wersję udoskonaloną, SAAB 105G, która nie weszła do produkcji.

Samolot SAAB 105 występuje w trzech wersjach:

— Sk 60A — wersja podstawowa, przeznaczona do szkolenia i zadań łącznikowych; samoloty tej wersji są przystosowane do szybkiej zmiany w wersję uzbrojoną (zabudowa 6 węzłów podwieszenia, celownika oraz przycisków sterowania bronią),
— SAAB 105 Sk 60B — wersja uzbrojona,
— SAAB 105 Sk 60C — wersja uzbrojona, wyposażona w aparat fotograficzny w przedniej części kadłuba,
— SAAB 105Ö (p. s. 196),
— SAAB 105G w pojedynczym prototypowym egzemplarzu.

K o n s t r u k c j a. SAAB 105 Sk60 jest dwusilnikowym całkowicie metalowym górnopłatem z miejscami obok siebie. Płat ma obrys trapezowy o niewielkim skosie (12°48′ w 1/4 cięciwy). Wznios ujemny 6°. Względna grubość profilu



SAAB 105 Sk60

10,3% u nasady i 12% na końcu skrzydła. Płat jest jednoczęściowy, dwudźwigarowy z pracującym kesonem. Lotki o konstrukcji przekładkowej wyważone masowo i aerodynamicznie. Klapki wyważające na obydwóch lotkach. Szczelinowe klapy do lądowania o konstrukcji przekładkowej, wychylane hydraulicznie.

Kadłub ma konstrukcję półskorupową. W tylnej dolnej części są umieszczone hamulce aerodynamiczne. Kabina załogi jest ciśnieniowa, klimatyzowana z dwoma fotelami katapultowymi, ustawionymi obok siebie. Statecznik poziomy jest zamocowany na szczycie usterzenia pionowego (układ „T"). Stery o konstrukcji przekładkowej klejonej są statycznie i aerodynamicznie wyważone. Na sterze kierunku i obydwóch połówkach steru wysokości znajdują się klapki wyważające, przestawiane elektrycznie. Podwozie trójpodporowe, hydraulicznie chowane do kadłuba. Przednie koło sterowane. Amortyzatory olejowo-powietrzne. Hamulce tarczowe z urządzeniem przeciwpoślizgowym.

Zespołem napędowym samolotu są dwa dwuprzepływowe silniki Turboméca Aubisque o ciągu 7,30 kN każdy, zabudowane w gondolach silnikowych, wystających ze środkowej części kadłuba. Zapas paliwa w dwóch integralnych zbiornikach w kadłubie i dwóch w skrzydłach wynosi łącznie 2050 dm^3.

Samolot jest wyposażony w instalację hydrauliczną o ciśnieniu 20,6 MPa oraz elektryczną 28 V.

Wyposażenie radionawigacyjne samolotu składa się z dwóch radiostacji VHF i jednej UHF, urządzenia pokładowego VOR/ILS, radiokompasu, transpondera i radiodalmierza.

Uzbrojenie samolotu jest podwieszane na 6 podskrzydłowych węzłach. Uzbrojenie może składać się z bomb, pocisków rakietowych, zasobników z pociskami rakietowymi i karabinami maszynowymi. Dopuszczalna maksymalna masa uzbrojenia — 800 kg.

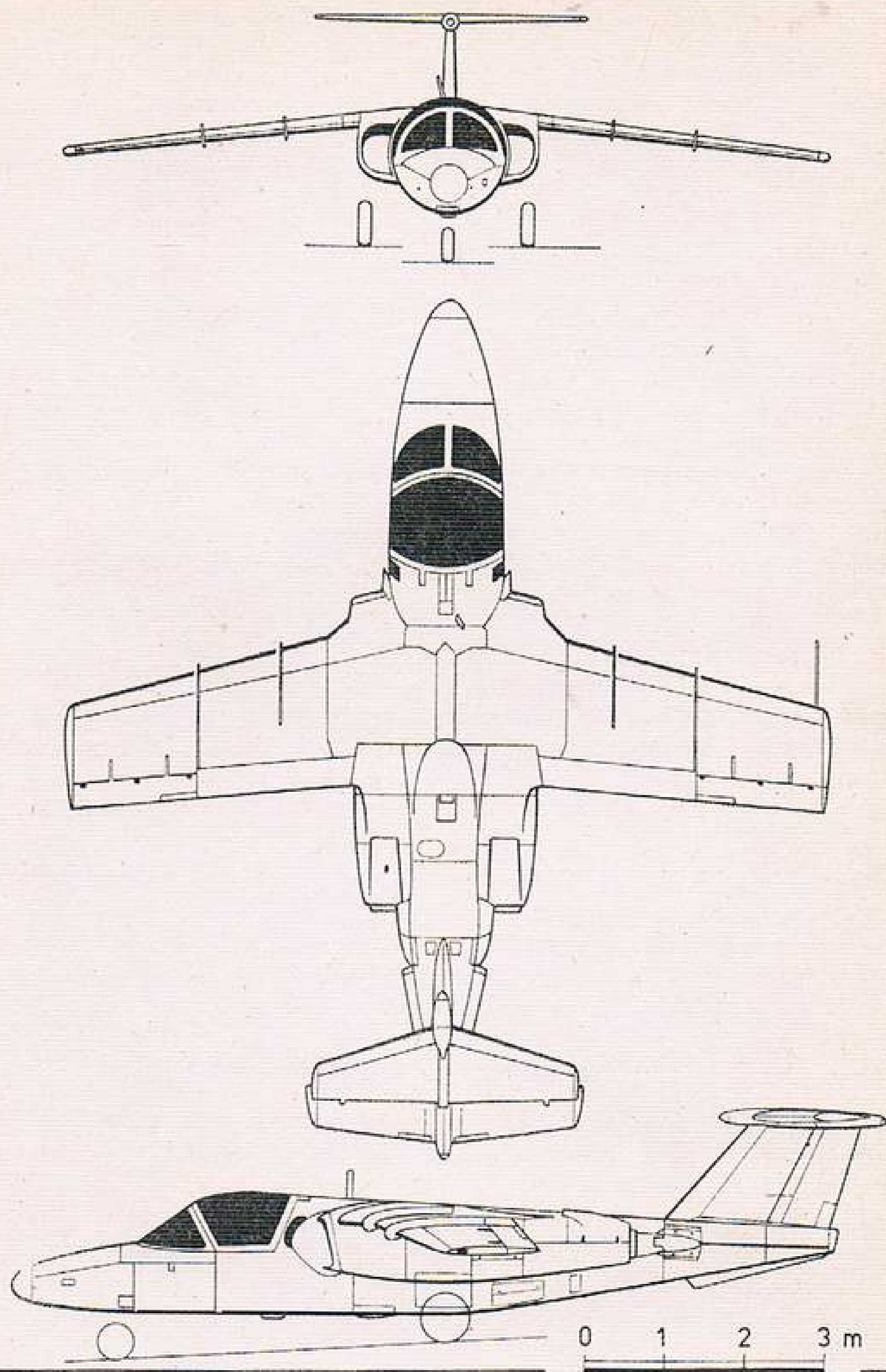
Dane techniczne. Rozpiętość — 9,50 m, długość — 10,50 m, wysokość — 2,70 m, powierzchnia płata — 16,30 m^2; masa własna — 2510 kg, masa startowa w konfiguracji gładkiej — 4050 kg, maksymalna masa startowa — 4500 kg; prędkość maksymalna na wysokości 6000 m — 700 km/h, prędkość przelotowa — 620 km/h, prędkość minimalna — 165 km/h, pułap praktyczny — 13 500 m, długość rozbiegu — 480 m, zasięg maksymalny — 1400 km.

SAAB 105Ö (Szwecja)

W kwietniu 1967 r. została oblatana ulepszona wersja szkolno-treningowego samolotu SAAB 105 Sk60, oznaczona SAAB 105 XT, wyposażona w silniki o większym ciągu i podwieszane środki bojowe o większej masie. 40 samolotów tego typu, oznaczonych SAAB 105Ö, dostarczono dla lotnictwa wojskowego Austrii.

Konstrukcja. Samolot SAAB 105Ö ma zbliżoną konstrukcję do samolotu SAAB Sk60. Płat samolotu został wzmocniony i przystosowany do przenoszenia uzbrojenia o większej masie (do 2000 kg). Lotki wychylane za pośrednictwem wzmacniaczy hydraulicznych.

W kadłubie zmodyfikowano gondole silnikowe, w których zabudowano silniki General Electric J85-17B, każdy o ciągu startowym 12,7 kN.



Samoloty SAAB 105Ö zespołu akrobacyjnego lotnictwa Austrii

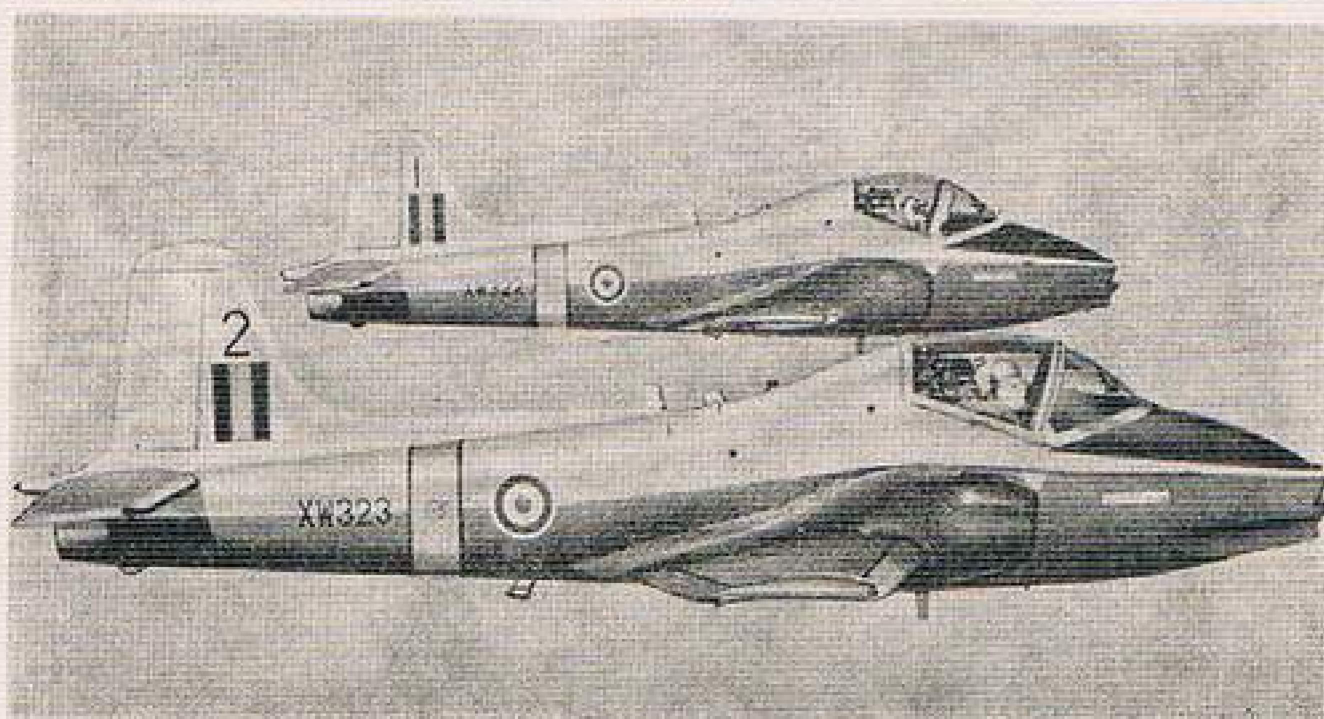
Wyposażenie radionawigacyjne samolotu składa się z radiostacji VHF, UHF, urządzenia pokładowego VOR/ILS, radiokompasu, transpondera i radiodalmierza.

Uzbrojenie samolotu jest podwieszane na 6 podskrzydłowych węzłach podwieszenia. Węzły zewnętrzne i wewnętrzne dostosowane do przenoszenia uzbrojenia o masie 275 kg każdy, środkowe — 454 kg. Do wariantów uzbrojenia samolotu należą dwie bomby, każda o masie 454 kg i cztery bomby, każda o masie 227 kg, albo cztery bomby, każda o masie 227 kg i dwa zasobniki z dwoma działkami kalibru 30 mm lub 12 pocisków rakietowych kalibru 13,5 cm, albo sześć zasobników z niekierowanymi pociskami rakietowymi po 18 pocisków w każdym zasobniku.

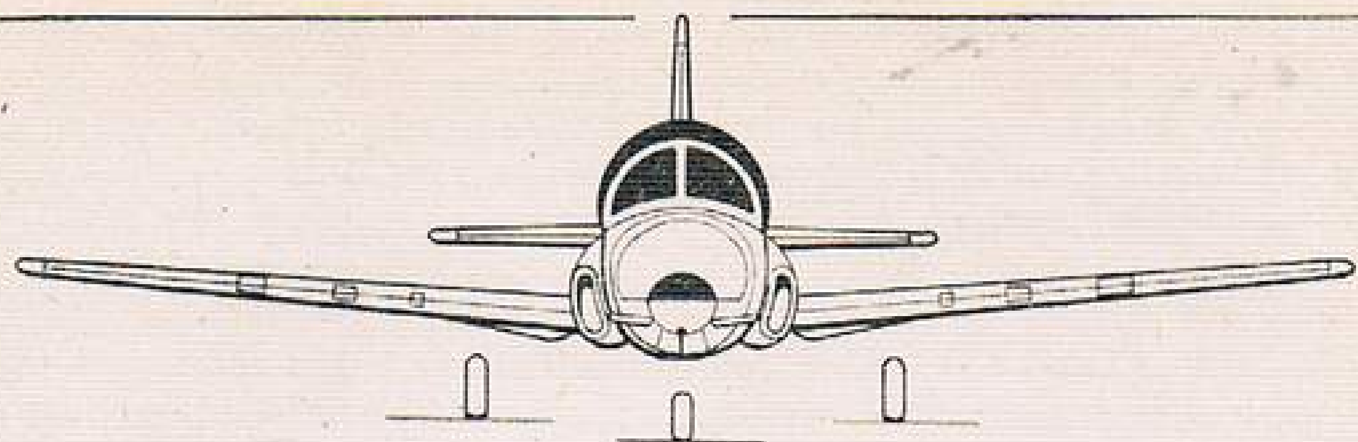
D a n e t e c h n i c z n e. Rozpiętość — 9,50 m, długość — 10,80 m, wysokość — 2,70 m, powierzchnia płata — 16,3 m²; masa własna — 2565 kg, maksymalna masa startowa do treningu — 4530 kg, maksymalna masa startowa (z uzbrojeniem) — 6500 kg; osiągi przy maksymalnej masie startowej do treningu: prędkość maksymalna na wysokości 0 m — 970 km/h, maksymalna prędkość przelotowa na wysokości 10 000 m — 875 km/h, rozbieg — 360 m, dobieg — 575 m, zasięg maksymalny (bez zbiorników podwieszanych) — 2400 km, typowy promień działania na małej wysokości z ładunkiem bomb 1360 kg — 324 km, z ładunkiem bomb — 900 kg i dwoma dodatkowymi zbiornikami — 523 km.

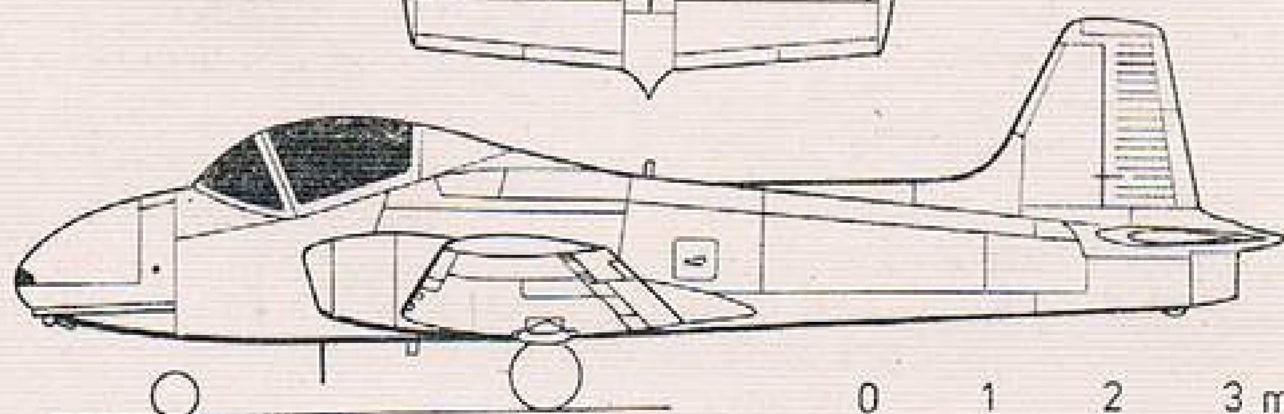
BAe (BAC 145) „Jet Provost” T.Mk5 (W. Brytania)

Samolot „Jet Provost” został opracowany i wprowadzony do produkcji w latach pięćdziesiątych jako wersja śmigłowego samolotu „Provost”. Był produkowany w kolejnych wersjach: T.Mk 2, T.Mk 3 i T.Mk 4 dla lotnictwa brytyjskiego (RAF) i na eksport (T.Mk 51, T.Mk 52). Wersję T.Mk 4 wyposażono w silnik



BAe 145 „Jet Provost”





BAe 145 „Jet Provost"

Viper 11. Również przekonstruowana unowocześniona wersja T.Mk 5, której prototyp dokonał pierwszego lotu w 1967 r., otrzymała silnik Viper 11. Wersja ta weszła do produkcji seryjnej dla potrzeb RAF i na eksport dla Sudanu (oznaczenie tej wersji T.Mk 55). (Eksportowa wersja szkolna, a zarazem bojowa, BAe „Strikemaster", wyposażona w silnik o większym ciągu Viper Mk 535 — patrz opis na s. 201). Produkcję wersji T.Mk 5 zakończono po wyprodukowaniu przeszło 100 sztuk.

Konstrukcja. BAe „Jet Provost" T.Mk 5 jest całkowicie metalowym szkolno-treningowym dolnopłatem, wyposażonym w jeden odrzutowy silnik turbinowy jednoprzepływowy Rolls-Royce Viper 11. Samolot wyposażono w zmodyfikowany płat o trwałości 5000 h i zbiorniki integralne o większej pojemności w porównaniu do poprzednich wersji.

Konstrukcja skrzydeł jest dwudźwigarowa z pracującym pokryciem. Skrzydła są mocowane do kadłuba w trzech punktach. Obrys skrzydeł — trapezowy. Zastosowano przy kadłubie zmodyfikowany profil NACA 23015, a na końcu — NACA 4412. Skrzydła są mocowane do kadłuba w trzech punktach. Metalowe lotki zaopatrzone w klapki wyważające. Na skrzydłach znajdują się ponadto klapy szczelinowe, hamulce aerodynamiczne oraz przerywacze, wychylane hydraulicznie.

Kadłub o konstrukcji półskorupowej składa się z części przedniej i tylnej. Obydwie części połączone są na wysokości pomocniczego dzwigara skrzydła. Odchylana pokrywa przedniej części kadłuba zapewnia dostęp do wyposażenia radiowego, elektrycznego, tlenowego i powietrznego. Kabina jest ciśnieniowa. Fotele (Martin Baker) usytuowane obok siebie, umożliwiające ratowanie się od wysokości 0 m i przy prędkościach lotu od 167 km/h. Osłona kabiny jest odsuwana do tyłu.

Usterzenie klasyczne z klapkami wyważającymi. Podwozie jest trójpodporowe chowane hydraulicznie: podwozie przednie — do przodu — w kadłub, główne w skrzydła, w kierunku do osi kadłuba. Amortyzatory olejowo-pneumatyczne, opony bezdętkowe, hamulce hydrauliczne tarczowe.

Zespołem napędowym jest silnik Rolls-Royce Viper 11 o ciągu 1 kN. Zapas paliwa w trzech zbiornikach w centralnej części skrzydła i integralnych w zewnętrznych częściach skrzydeł wynosi 1191 dm³. Instalacja hydrauliczna o ciśnieniu 10,3 MPa, instalacja elektryczna prądu stałego o napięciu 28 V.

Uzbrojenie samolotu składa się z dwóch karabinów maszynowych FN kalibru 7,62 mm, po jednym w dolnej części każdego wlotu. Pod skrzydłami znajduje się 6 węzłów podwieszenia uzbrojenia, które może składać się z kombinacji zasobników z niekierowanymi pociskami rakietowymi, bomb zbiorników podwieszanych lub z zasobników z karabinami maszynowymi.

Wersja eksportowa T.Mk 55 ma powiększony asortyment uzbrojenia oraz dwa zbiorniki paliwa na końcu skrzydeł.

Dane techniczne. Rozpiętość — 10,77 m, długość — 10,36 m, wysokość — 3,10 m, powierzchnia płata — 19,80 m²; masa startowa w konfiguracji gładkiej — 3460 kg, masa startowa w konfiguracji gładkiej z dodatkowymi zbiornikami na końcu skrzydeł (po 218 dm³) — 3866 kg, maksymalna masa startowa — 4173 kg; prędkość maksymalna na wysokości 0 m — 658 km/h, pręd-

kość maksymalna na wysokości 7620 m — 708 km/h, prędkość minimalna z wychylonymi klapami — 150 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 18,3 m/s, pułap praktyczny — 10 500 m, długość startu do wysokości 15 m — 630 m, długość lądowania z wysokości 15 m — 780 m, maksymalny zasięg ze zbiornikami dodatkowymi na wysokości 10 500 m z pozostałą rezerwą paliwa 130 kg — 1450 km.

BAe (BAC 167) „Strikemaster'' (W. Brytania)

Samolot BAe (BAC 167) „Strikemaster" opracowano na podstawie konstrukcji samolotu BAC 145; został przeznaczony na eksport głównie do krajów Bliskiego Wschodu. „Strikemaster" ma taką samą konstrukcję płatowca jak BAC 145, lecz inny silnik, o większym ciągu, dzięki czemu udźwig środków bojowych wzrósł do 1360 kg.

Pierwszy egzemplarz tego samolotu dokonał pierwszego lotu w październiku 1967 r. W 1978 r. zakończono produkcję po wyprodukowaniu 146 sztuk.

Poszczególne zamówione przez różne państwa serie różnią się oznaczeniami: Mk 55 — Sudan (5 egz.), Mk 80 — Arabia Saudyjska (25 egz.), Mk 80A — również Arabia Saudyjska (20 egz.), Mk 81 — Jemen, Mk 82 — Oman (12 egz.), Mk 82A — Oman (12 egz.), Mk 83 — Kuwejt (12 egz.), Mk 84 — Singapur (16 egz.), Mk 87 — Kenia (6 egz.), Mk 88 — Nowa Zelandia (16 egz.), Mk 89 — Ekwador (12 egz.).

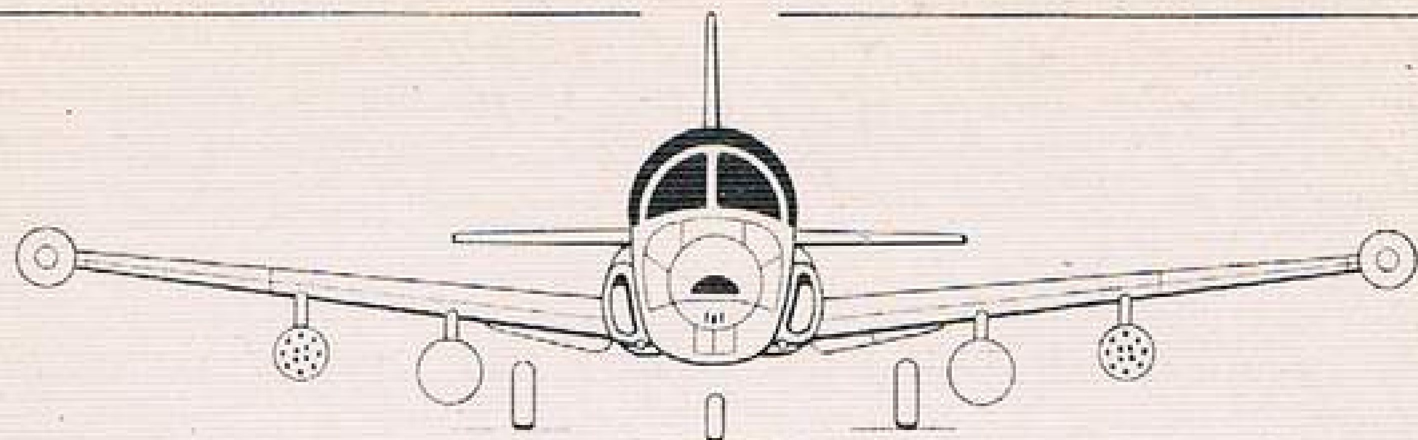
K o n s t r u k c j a. „Strikemaster" jest całkowicie metalowym dolnopłatem z miejscami ucznia i instruktora obok siebie. W skrzydłach wprowadzono niezbędne zmiany, wynikające z większego udźwigu uzbrojenia.

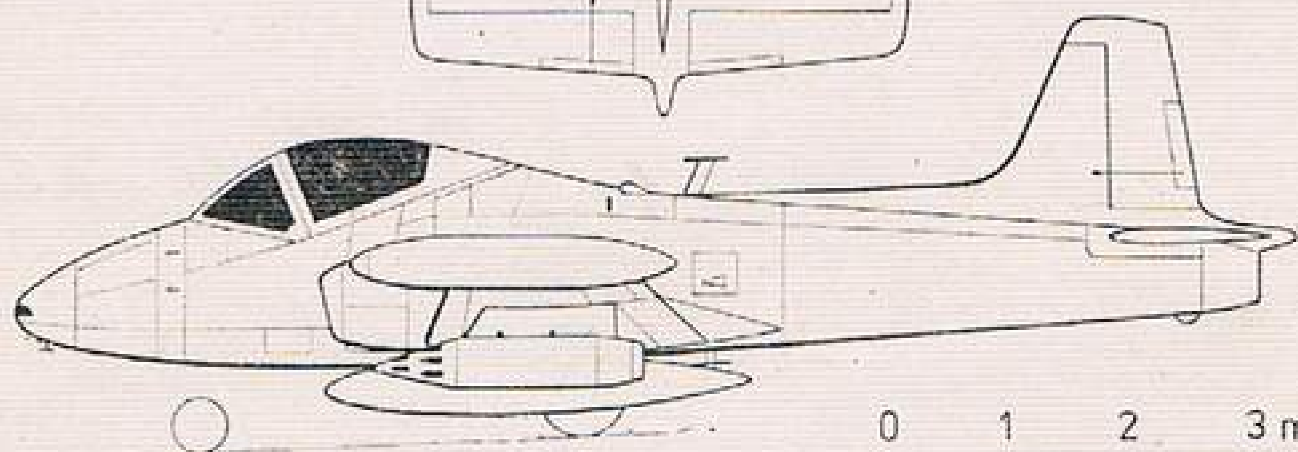
Zespołem napędowym jest silnik Rolls-Royce Bristol Viper Mk 535 o ciągu 15,2 kN. Silnik jest zabudowany w kadłubie za kabiną. Całkowity zapas paliwa wynosi 1227 dm³ (2 zbiorniki integralne w płacie i 6 elastycznych w kadłubie). Zbiorniki paliwa zamocowane na stałe na końcu skrzydeł dają dodatkową pojemność 436 dm³ łącznie.

Uzbrojenie samolotu składa się z uzbrojenia strzeleckiego — dwa karabiny maszynowe kalibru 7,62 mm, zabudowane w osłonach wlotów i środków



BAe „Strikemaster"





BAe „Strikemaster"

bojowych mocowanych na 4 podskrzydłowych węzłach. Typowe warianty uzbrojenia są następujące: dwa dodatkowe zbiorniki podwieszane po 341 dm³ i dwa po 227 dm³ albo cztery zasobniki z pociskami rakietowymi kalibru 68 mm, po 18 pocisków w każdym zasobniku lub cztery bomby po 250 kg, albo kombinacje uzbrojenia. Możliwe jest również podwieszenie wiązek pocisków rakietowych i zasobnika z aparatami fotograficznymi. Samolot jest wyposażony w celownik SFOM (lub GM2L we wcześniejszych wersjach) oraz w fotokarabin G90 i rejestrator obrazu celownika Smith.

D a n e t e c h n i c z n e Rozpiętość — 11,23 m, długość — 10,27 m, wysokość — 3,34 m, powierzchnia płata — 19,85 m²; masa własna — 2630 kg, masa startowa w konfiguracji gładkiej — 4219 kg, maksymalna masa startowa — 5215 kg, maksymalna masa podwieszanego uzbrojenia — 1360 kg, prędkość maksymalna na wysokości 6100 m — 760 km/h, prędkość minimalna z wychylonymi klapami (przy masie w locie 4309 kg) — 158 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia (przy masie startowej 4219 kg) — 26,6 m/s, pułap praktyczny — 12 000 m, długość startu do wysokości 15 m (przy maks. masie startowej) — 1067 m, długość lądowania z wysokości 15 m (przy masie do lądowania 2948 kg) — 732 m, maksymalny zasięg z rezerwą paliwa 91 kg — 2224 km.

BAe „Hawk" (W. Brytania)

W 1972 r. została podpisana przez RAF umowa z zakładami Hawker Siddeley (obecnie BAe) na budowę poddźwiękowych samolotów szkolno-bojowych „Hawk" w liczbie 175 szt. Pierwszy samolot, będący zarazem pierwszym samolotem seryjnym, gdyż nie było oddzielnych prototypów i samolotów seryjnych — dokonał pierwszego lotu w sierpniu 1974 r., a w 1977 r. 13 samolotów znalazło się w centralnej szkole RAF. Produkcja stopniowo wzrastała i w 1978 r. osiągnęła tempo 5 sztuk na miesiąc. Do marca 1979 r. zbudowano 100 samolotów.

Samolot oferowany jest na eksport i pierwsza zamówiła go Finlandia w liczbie 50 sztuk. Samoloty te mają być montowane w Finlandii, z wyjątkiem pierwszych 4 sztuk. 8 samolotów zakupiła Indonezja.

Odmiana eksportowa różni się uzbrojeniem. Wymagania RAF przewidywały dwa podskrzydłowe węzły podwieszenia uzbrojenia i możliwość podwieszenia zasobnika z działkiem kalibru 30 mm pod kadłubem, samolot eksportowy oferowany jest z czterema węzłami podskrzydłowymi.

K o n s t r u k c j a. Samolot jest jednosilnikowym, całkowicie metalowym dolnopłatem. Płat jest niedzielony, mocowany do dolnej części kadłuba za pomocą 6 sworzni. Skrzydło jest skośne. Kąt skosu przedniej krawędzi natarcia wynosi 26°, w 1/4 cięciwy 21°30′. Konstrukcja skrzydła jest dwudźwigarowa i ma pokrycie frezowane. Lotki i dwuszczelinowe klapy sterowane są zdwojonymi siłownikami hydraulicznymi.

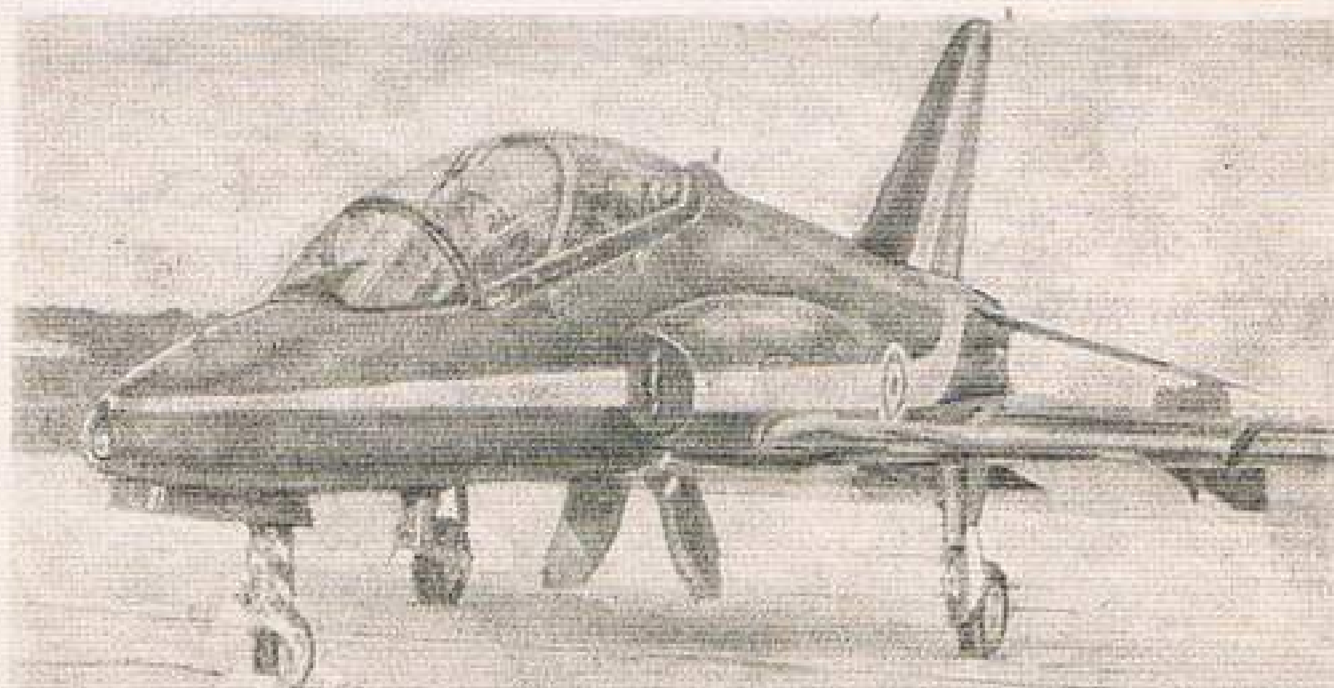
Kadłub jest półskorupowy, wloty powietrza usytuowane są po obydwóch stronach kadłuba. Wyposażenie elektroniczne znajduje się w przedniej części kadłuba, elektryczne pod drugą kabiną. Miejsca załogi usytuowane są jedno za drugim. Drugie położone jest wyżej w stosunku do pierwszego. Fotele Mertin-Baker Mk 10B umożliwiają pilotowi ratowanie się od wysokości 0 m i od prędkości lotu

0 km/h. W oszkleniu kabiny znajduje się cienki sznur detonacyjny, niszczący oszklenie, umożliwiający katapultowanie się pilota w przypadku braku możliwości zrzutu osłony.

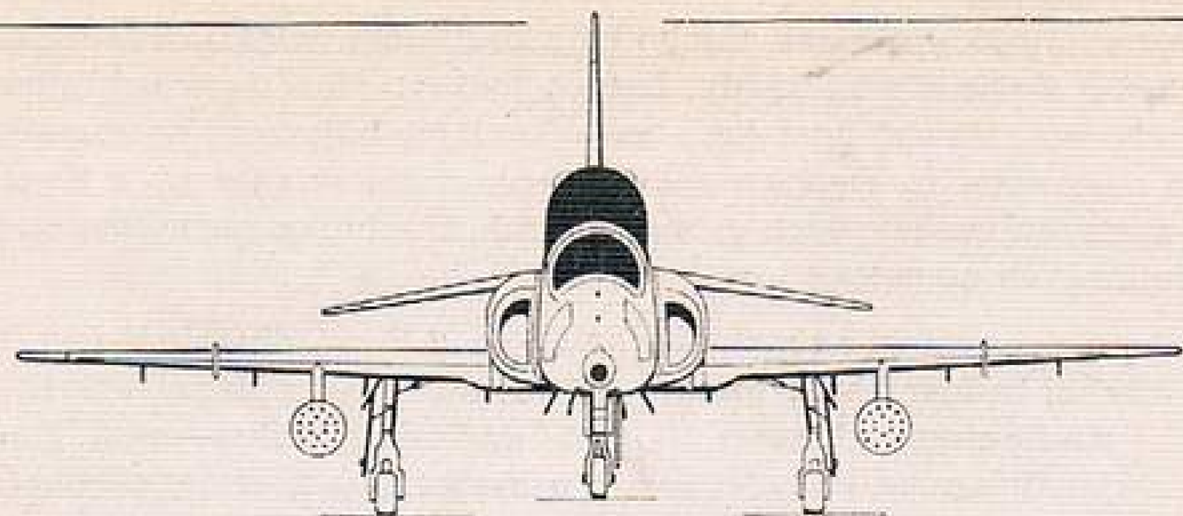
Usterzenie pionowe jest umieszczone przed usterzeniem poziomym, co zapewnia dobre charakterystyki korkociągowe. Usterzenie poziome płytowe o stosunkowo dużym ujemnym wzniosie (−10°) jest wychylane za pomocą zdwojonych siłowników hydraulicznych. Ster kierunku — bez wzmocnienia, ma klapkę wyważającą. Podwozie trójpodporowe jest całkowicie hydraulicznie chowane w locie, główne — w skrzydła, przednie — w kadłub (w kierunku do przodu). Hamulce wyposażone są w urządzenia antypoślizgowe. W tyle kadłuba zabudowano spadochron hamujący.

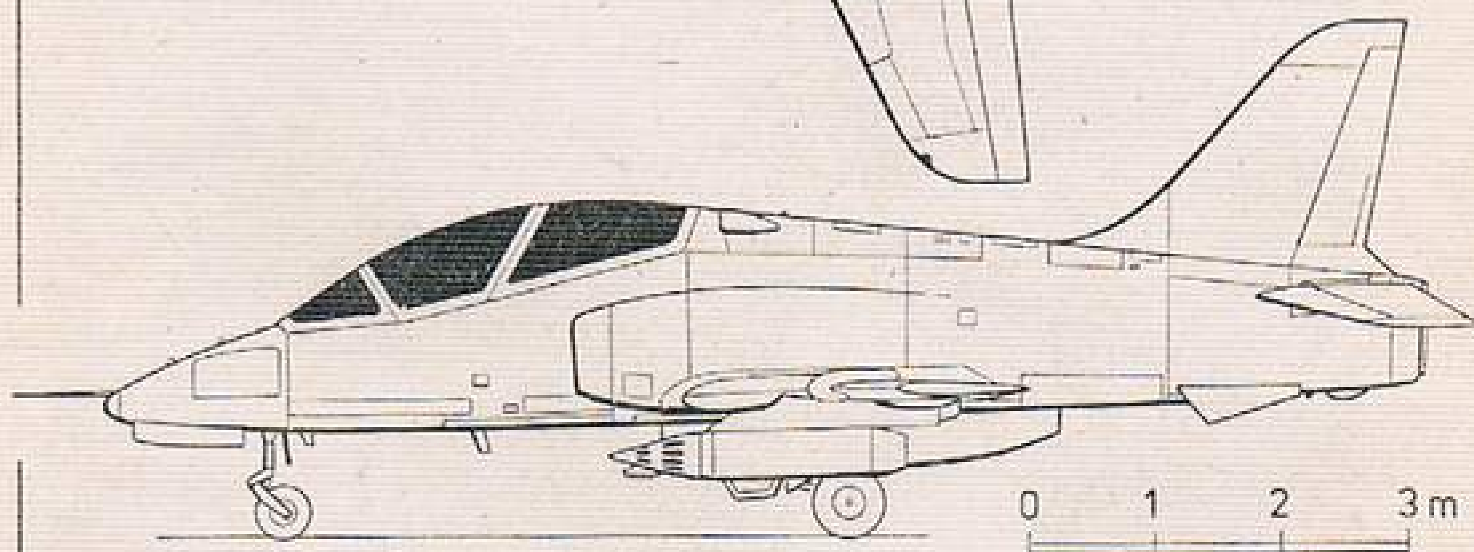
Zespołem napędowym jest dwuprzepływowy silnik Rolls-Royce Turbomeca Adour RT. 172-06-11 o ciągu startowym 23,75 kN. Rozruch silnika odbywa się za pomocą integralnego rozrusznika turbinowego. Zapas paliwa w integralnych zbiornikach skrzydłowych i elastycznym kadłubowym wynosi 1705 dm^3. Instalacja hydrauliczna jest zdwojona. Wyposażenie samolotu umożliwia wykonywanie lotów w trudnych warunkach atmosferycznych i składa się z radiostacji VHF i UHF, urządzeń pokładowych TACAN oraz ILS z odbiornikiem ścieżki schodzenia i radiomarkera, urządzenia identyfikacyjnego „swój-obcy", układu orientacji przestrzennej itp. Zastosowano celownik Ferranti F.195 z kontrolą fotograficzną w obydwóch kabinach. Samoloty fińskie mają być wyposażone w celownik szwedzki RGSZ.

Uzbrojenie samolotu składa się z zasobnika z działkiem kalibru 30 mm Aden oraz z podwieszanych środków bojowych. Dwa wewnętrzne podskrzydłowe węzły podwieszenia przystosowane są do przenoszenia środków bojowych o masie do 454 kg. Węzły zewnętrzne zabudowywane na życzenie zamawiającego oraz



BAe „Hawk"





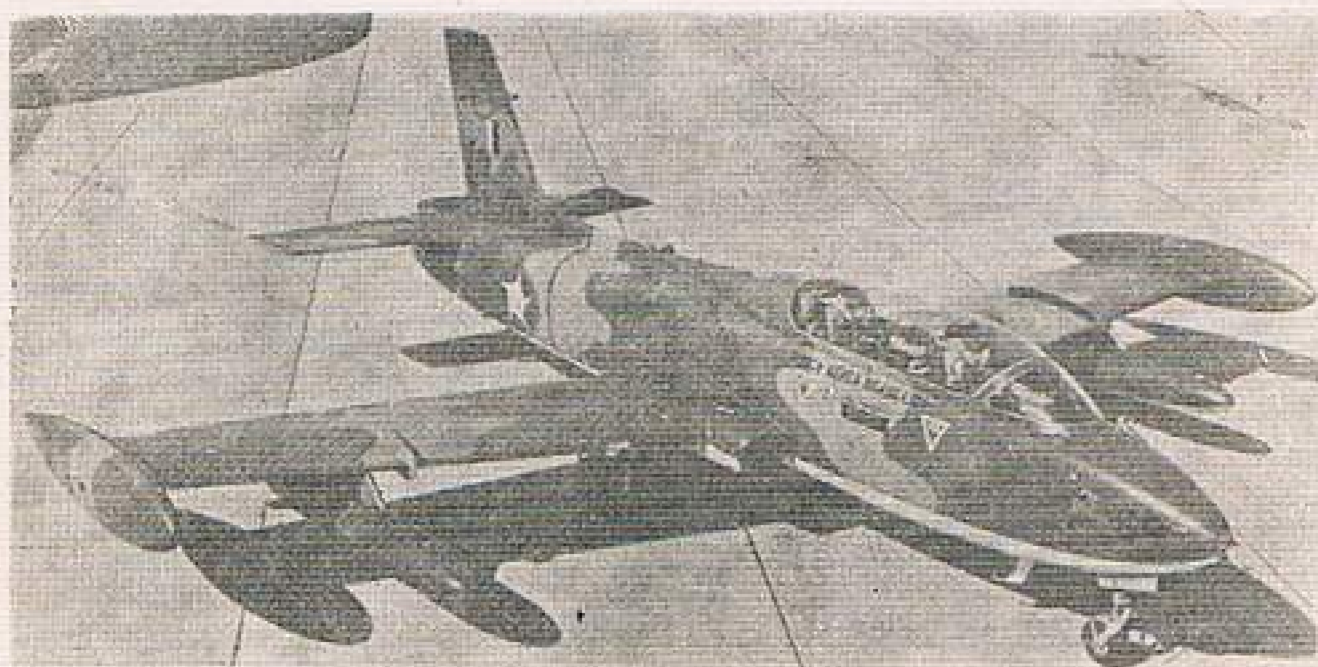
BAe „Hawk”

węzeł w miejscu podczepianego zasobnika z działkiem mogą przenosić środki bojowe również o masie 454 kg każdy. Łączna maksymalna masa uzbrojenia wynosi 2540 kg, chociaż „Hawk” latał już z masą środków bojowych wynoszącą 3084 kg. Uzbrojenie mocowane na węzłach podwieszenia może składać się z bomb, niekierowanych pocisków rakietowych w zasobnikach, zasobnika rozpoznawczego, zbiorników dodatkowych na paliwo i in.

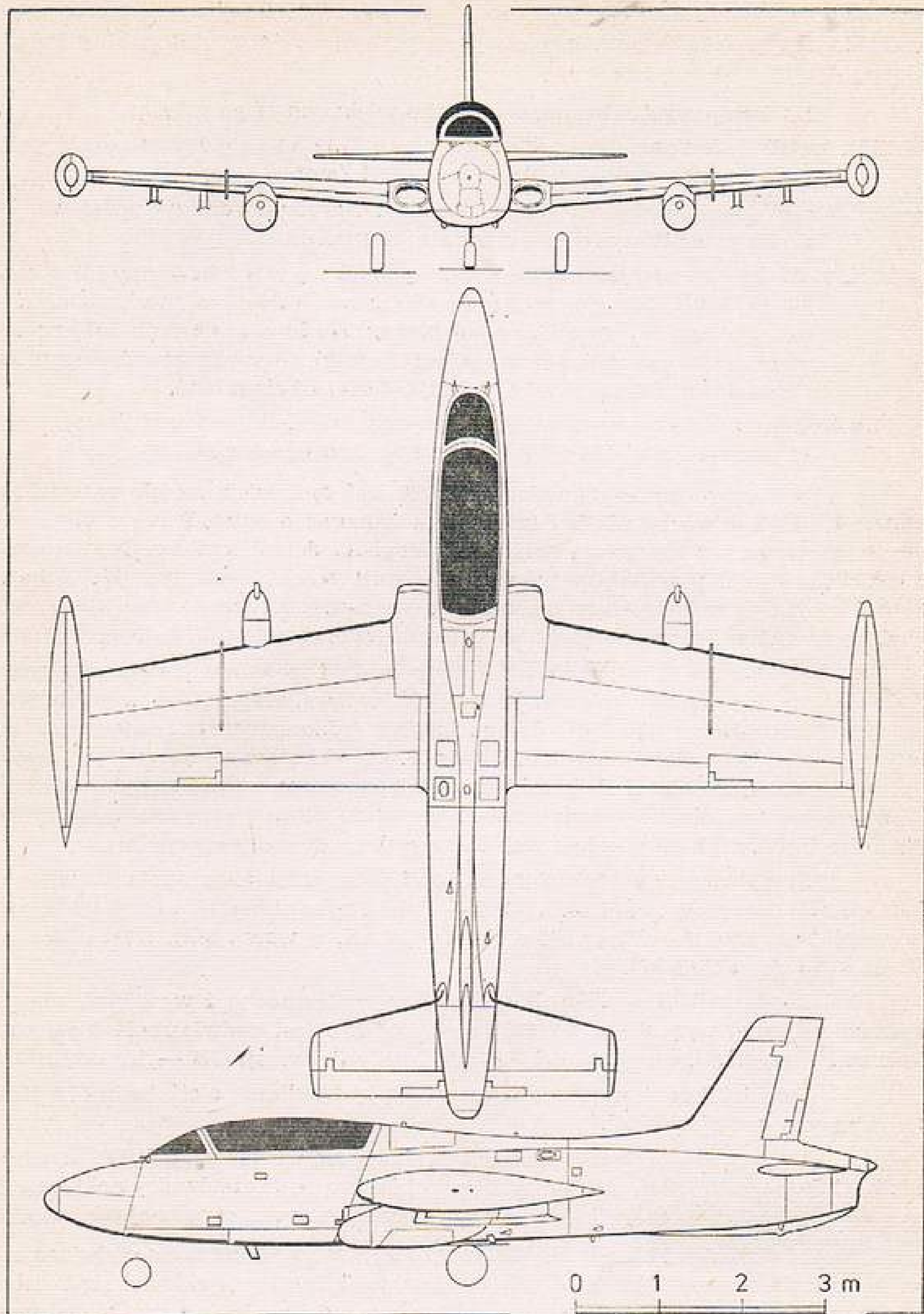
Dane techniczne. Rozpiętość — 9,39 m, długość — 11,17 m, wysokość — 3,99 m, powierzchnia płata — 16,69 m^2; masa własna — 3647 kg, masa startowa w konfiguracji gładkiej — 5035 kg, maksymalna masa startowa — 7755 kg, maksymalna masa podwieszanego uzbrojenia — 2540 kg; prędkość maksymalna — 1000 km/h, pułap praktyczny — 15 240 m, długość rozbiegu — 550 m, długość dobiegu — 488 m, maksymalny zasięg z wewnętrznymi zbiornikami — 2433 km, maksymalny zasięg z dodatkowymi zbiornikami po 455 dm^3 — 3098 km.

Aermacchi M.B. 326 (Włochy)

Pierwszy prototyp pierwotnej wersji M.B.326 dokonał pierwszego lotu w grudniu 1957 r. Był on napędzany silnikiem Rolls-Royce Viper 8. Wersje seryjne: dla włoskiego lotnictwa wojskowego M.B.326, dla Tunisu — M.B.326B, dla Ghany — M.B.326F, dla Australii — M.B.326H, dla RPA — M.B.326M; dla towarzystwa Alitalia — M.B. 326D wyposażone w silniki o większym ciągu Viper 11. Wymienione wersje wyprodukowane zostały ogółem w liczbie ok. 800 sztuk. Do ostatnich wersji, wyposażonych w silnik Viper 11, należy M.B. 326E, różniąca się od M.B.326 wzmocnionymi skrzydłami, sześcioma węzłami podwieszenia uzbrojenia pod skrzydłami (jak w wersji M.B. 326GB) oraz nowym wyposażeniem (radiostacja UHF, zminiaturyzowany system nawigacyjny TACAN, nowy celownik giroskopowy i in.).



Samolot Aermacchi M.B.326GC produkowany na podstawie licencji przez Wytwórnię EMBRAER pod oznaczeniem AT-26 „Xavante”



Aermacchi M.B.326GB

Wyprodukowano 12 sztuk dla lotnictwa wojskowego Włoch — w tym 6 przerobionych M.B.326 (wersja ta produkowana przez wytwórnię Atlas w Republice Południowej Afryki nosi oznaczenie Impala Mk 1);

Do wersji wyposażonych w silniki o większym ciągu należą:

— M.B. 326GB z silnikiem Viper Mk 540 o ciągu 15,17 kN; zbudowano dla Argentyny 8 tych samolotów, dla Zairu — 17 i Zambii — 20,

— M.B.326GC pod oznaczeniem AT-26 „Xavante", produkowana na podstawie licencji przez brazylijską wytwórnię EMBRAER,

— M.B. 326K jest wersją jednomiejscową, wyposażoną w silnik Viper 632 o ciągu 18,79 kN, przystosowaną do zwalczania celów na powierzchni ziemi; prototyp tej wersji dokonał pierwszego lotu w sierpniu 1970 r.; samolot został zakupiony przez Dubaj (9 sztuk), Ghanę (6 sztuk.), Republikę Południowej Afryki (4 szt.), Tunezję (8 szt.) i Zair (8 szt.),

— M.B.326L wersja dwumiejscowa (produkowana w Republice Południowej Afryki (wersja Impala Mk 2 jest oparta na tym samolocie).

K o n s t r u k c j a. Samolot M.B. 326 jest całkowicie metalowym dolnopłatem o układzie miejsc pilota i instruktora jedno za drugim. Płat samolotu ma obrys prostokątny z krawędzią spływu prostopadłą do osi kadłuba. Konstrukcja dwudźwigarowa z pracującym pokryciem. Profil NACA serii 64A. Na lotkach klapki odciążające; lewa służy jako klapka wyważająca. Szczelinowe klapy wychylane są hydraulicznie. Na końcu skrzydeł dodatkowe zbiorniki paliwa.

Kadłub ma konstrukcję półskorupową. Pod środkową jego częścią znajduje się hamulec aerodynamiczny. Kabina ciśnieniowa, wyposażona w fotele wyrzucane Martin-Baker Mk 04A. Osłona kabiny jednosegmentowa, otwierana na prawą stronę. Usterzenie klasyczne. Obydwie połówki steru wysokości wyposażone w klapki wyważające. Podwozie jest trójpodporowe, chowane hydraulicznie, z amortyzatorami olejowo-powietrznymi. Podwozie główne chowane w skrzydła. Hamulce tarczowe, koło przednie sterowane, z tłumikiem drgań Shimmy.

Zespół napędowy samolotu stanowi jeden odrzutowy silnik turbinowy, jednoprzepływowy; w wersji M.B. 326E — Rolls-Royce Viper 11 o ciągu 11,12 kN, w wersji M.B. 326GB — Viper 540 o ciągu 15,17 kN, w wersji M.B. 326K i 326L — Viper 632 o ciągu 18,79 kN.

Zapas paliwa w zbiorniku kadłubowym (gumowy) i w zbiornikach na końcach skrzydeł wynosi łącznie 1382 dm^3. Możliwe jest podwieszenie 2 zbiorników pod skrzydłami, o pojemności 257 dm^3 każdy (w wersji GB — 332 dm^3).

Samolot jest wyposażony w instalację hydrauliczną o ciśnieniu 17,5 MPa i elektryczną o napięciu 30V.

Wyposażenia radionawigacyjne składają się z radiostacji UHF, urządzenia pokładowego TACAN, automatycznego radiokompasu, rozmównicy pokładowej, urządzeń VOR/ILS, urządzenia identyfikującego z systemem aktywnej odpowiedzi.

W wersjach M.B. 326GB, 326L oraz 326K maksymalna masa podwieszonego uzbrojenia wynosi 1815 kg. Środki bojowe, na które mogą składać się bomby, pociski rakietowe niekierowane w zasobnikach, pociski rakietowe sterowane przewodowo, zasobniki z karabinami maszynowymi, zasobniki rozpoznawcze z aparata-

mi fotograficznymi i dodatkowe zbiorniki paliwa, są podwieszane na 6 podskrzydłowych węzłach podwieszania. Wersja M.B. 326K jest uzbrojona dodatkowo w dwa 30 mm działka DEFA, usytuowane w przedniej części kadłuba, z 125 sztukami amunicji na działko.

Dane techniczne M.B. 326E (w nawiasach wersji M.B. 326GB). Rozpiętość — 10,56 (10,85) m, długość — 10,67 m, wysokość — 3,72 m, powierzchnia płata — 19,35 m²; masa własna — 2618 (2685) kg, masa startowa w konfiguracji gładkiej — 3593 (4447) kg, maksymalna masa startowa — 4350 (5216) kg, maksymalna masa podwieszanego uzbrojenia — (1815) kg; osiągi wersji M.B. 326 GB przy masie startowej 4763 kg: prędkość maksymalna — 700 (867) km/h, maksymalna prędkość przelotowa — 520 (797) km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 14 (15,7) m/s, pułap praktyczny — 11 900 m, długość startu do wysokości 15 m — (866) m, długość lądowania z wysokości 15 m (802) m, maksymalny zasięg z wewnętrznym zapasem paliwa i rezerwą 113 dm³ — (1850) km/h.

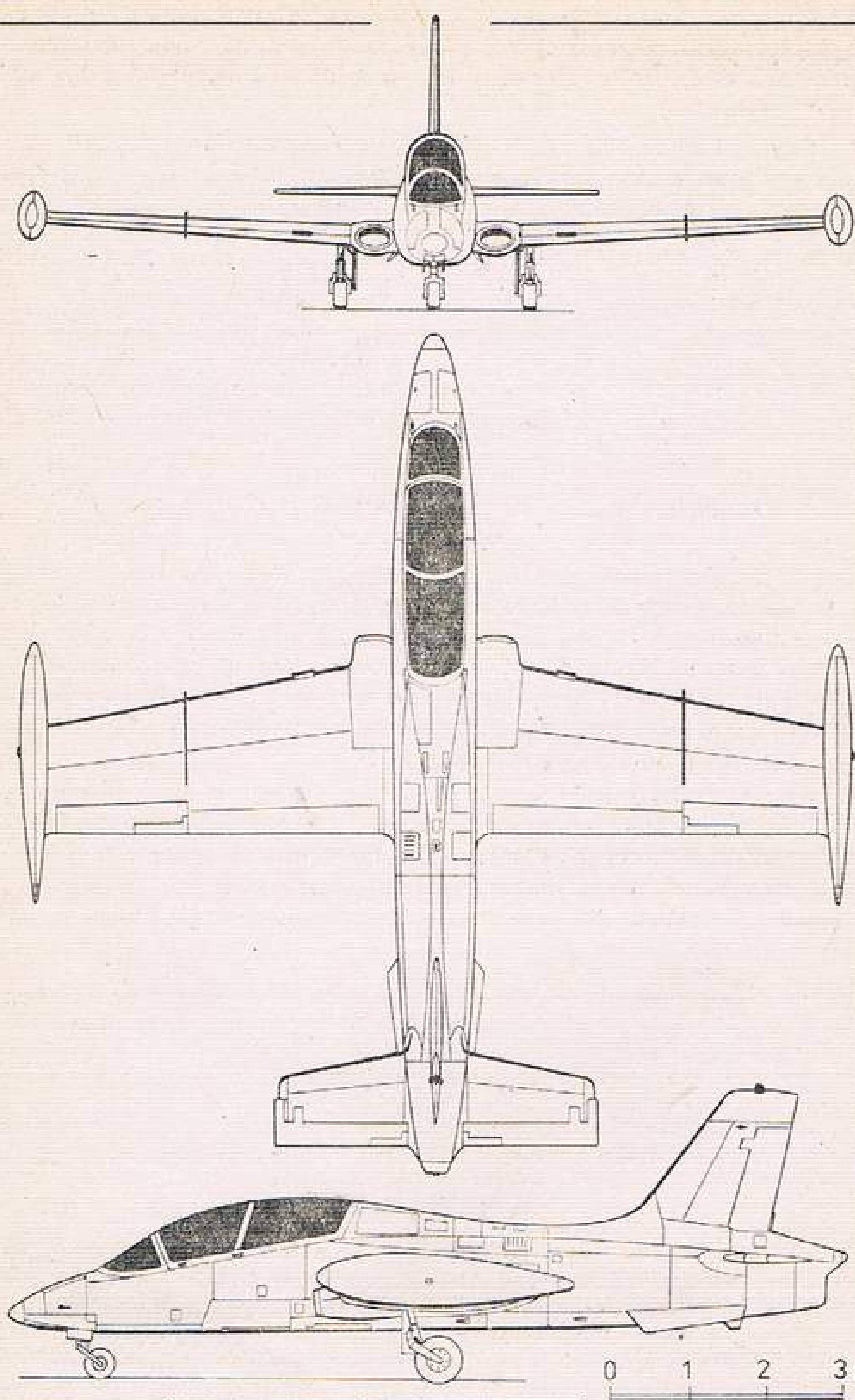
Aermacchi M.B. 339 (Włochy)

Opracowując samolot treningowy, a zarazem szturmowy Aermacchi M.B. 339 wzorowano się na konstrukcji M.B. 326L, ale zmieniono kształt przedniej części kadłuba i wyposażenie. Pierwszy prototyp dokonał pierwszego lotu w sierpniu 1976 r., drugi w maju 1977 r., trzeci został przeznaczony do wytrzymałościowych prób statycznych i zmęczeniowych. Lotnictwo wojskowe Włoch zamówiło 100 samolotów, z których pierwszy został oblatany w lipcu 1978 r. Przekazywanie samolotów seryjnych rozpoczęło się w lecie 1979 r.

Konstrukcja. M. B. 339 jest dolnopłatem o skrzydłach trapezowych. Kąt skosu przedniej krawędzi natarcia 11°18′. Zastosowano profile: zmodyfikowany przykadłubowy NACA 64A-114, na końcu skrzydła zmodyfikowany NACA 64A-212. Konstrukcja płata jest całkowicie metalowa, dwudźwigarowa z pracującym pokryciem. Na końcach skrzydeł zamocowano zbiorniki paliwa.



Aermacchi M.B.339



Aermacchi M.B.339

Lotki wychylane za pośrednictwem wzmacniaczy hydraulicznych są wyważone masowo i aerodynamicznie. Na lotkach klapki wyważające ułatwiają przejście do sterowania ręcznego w razie uszkodzenia wzmacniaczy. Klapy szczelinowe są wychylane hydraulicznie.

Kadłub ma konstrukcję półskorupową. Kabina w przedniej części kadłuba ma dwa miejsca usytuowane jedno za drugim. Drugie jest przewyższone o 0,325 m. Zastosowano fotele Martin Baker Mk IT-10F, wyrzucane od wysokości 0 m i od prędkości lotu 0 km/h. Osłona kabiny otwierana na bok. Kabina jest ciśnieniowa. Kadłub składa się z części przedniej i tylnej, mocowanej na czterech sworzniach za krawędzią spływu. Rozłączenie kadłuba ułatwia obsługę silnika i umożliwia łatwą jego wymianę. Pod środkową częścią jest umieszczony wychylany hydraulicznie hamulec aerodynamiczny. Usterzenie pionowe jest położone przed poziomym w celu poprawienia korkociągowych właściwości samolotu. Stery wyważone statycznie. Na obydwóch połówkach steru wysokości umieszczone są klapki wyważające. Pod tylną częścią kadłuba dwie płetwy ustateczniające. Podwozie jest trójpodporowe, chowane w locie, przednie do przodu w kadłub, główne w skrzydła. Amortyzatory olejowo-gazowe. Przednie koło sterowane, wyposażone w tłumik drgań shimmy. Hamulce hydrauliczne z urządzeniami antypoślizgowymi.

Zespołem napędowym jest jeden jednoprzepływowy silnik Rolls-Royce Viper Mk 632-43 o ciągu 17,8 kN, budowany we Włoszech na podstawie licencji brytyjskiej. Zapas paliwa w dwóch gumowych zbiornikach kadłubowych (781 dm^3) i dwóch zbiornikach na końcu skrzydeł (632 dm^3) wynosi łącznie 1413 dm^3.

Samolot jest wyposażony w instalację hydrauliczną (17,5 MPa) elektryczną (28 V) i instalację tlenową niskiego ciśnienia. Wyposażenie radionawigacyjne składa się z radiostacji VHF/AM, rozmównicy pokładowej, urządzeń pokładowych TACAN (lub radiodalmierza Collins 860E-5) i VOR/ILS, odbiornika radiomarkera, automatycznego radiokompasu oraz wskaźnika pozycji.

Uzbrojenie samolotu jest podwieszane na sześciu podskrzydłowych węzłach. Jego maksymalna masa wynosi 1815 kg. Cztery wewnętrzne węzły umożliwiają podwieszenie środków bojowych o masie 454 kg każdy, dwa zewnętrzne — 340 kg każdy. Podwieszane środki bojowe mogą składać się z zasobników z działkami, karabinami maszynowymi, niekierowanymi pociskami rakietowymi, bomb i in.

Trwałość konstrukcji samolotu przewidziana jest na 10 000 godzin lotu i 20 000 lądowań.

Dane techniczne. Rozpiętość — 10,85 m, długość — 10,97 m, wysokość — 3,60 m, powierzchnia płata — 19,30 m^2; masa własna — 3075 kg, masa startowa w konfiguracji gładkiej — 4400 kg, maksymalna masa startowa — 5897 kg, maksymalna masa podwieszanego uzbrojenia — 1815 kg; prędkość maksymalna na wysokości 0 m — 898 km/h, maksymalna prędkość na wysokości 9150 m — 817 km/h, prędkość minimalna z wychylonymi klapami — 148,5 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 33,5 m/s, pułap praktyczny — 14 630 m, długość startu do wysokości 15 m — 700 m, długość lądowania z wysokości 15 m — 700 m, maksymalny zasięg z paliwem wewnętrznym — 1760 km, długotrwałość lotu — 2 h 50 min.

Caproni „Vizzola" C22J (Włochy)

Włoska wytwórnia szybowców Caproni przedstawiła na salonie lotniczym w Paryżu w 1979 r. model lekkiego, taniego samolotu szkolnego o napędzie odrzutowym. Prototyp budowano w 1979 r., w 1980 r. dokonał on pierwszego lotu. Opracowanie samolotu zostało oparte na doświadczeniach, jakie wytwórnia uzyskała podczas budowy i badań prototypu motoszybowca A-21SJ, (wersja wyczynowego, dwumiejscowego szybowca Calif A-21S, wyposażona w odrzutowy zespół napędowy).

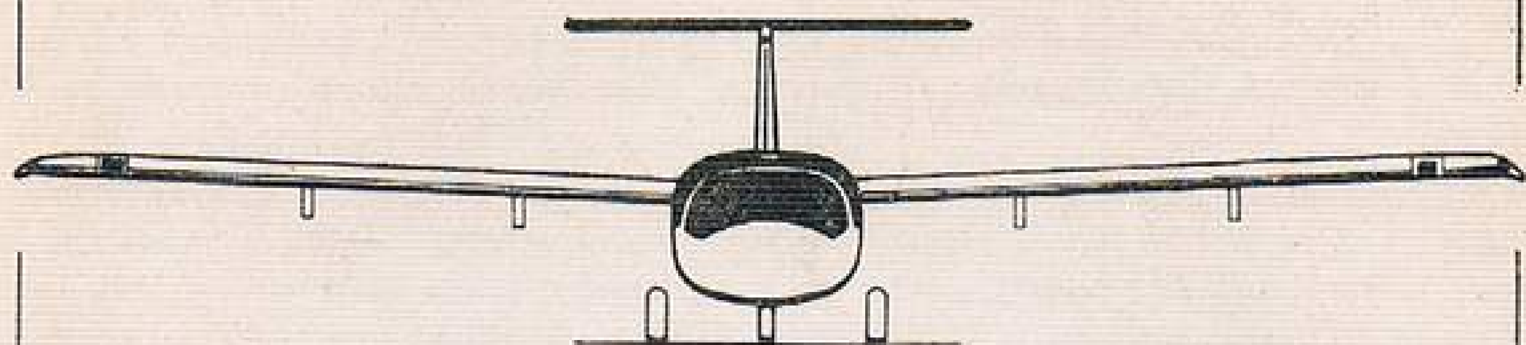
K o n s t r u k c j a. Caproni „Vizzola" C22J jest dwumiejscowym metalowym grzbietopłatem. W konstrukcji zastosowano tworzywa sztuczne (osłona przedniej części kadłuba). Płat samolotu ma obrys prostokątny z zaokrągleniem krawędzi natarcia na końcach skrzydeł. Profil Wortmann FX-67k-170. Konstrukcja jednodźwigarowa z pracującym kesonem. Klapy na spływie wychylane są elektrycznie. Można je wychylać o dowolny kąt do maksymalnego wychylenia. Lotki wyważone aerodynamicznie są wychylane albo różnicowo, albo zgodnie (klapo-lotki). Hamulce aerodynamiczne oraz zarazem przerywacze usytuowane przed klapami.

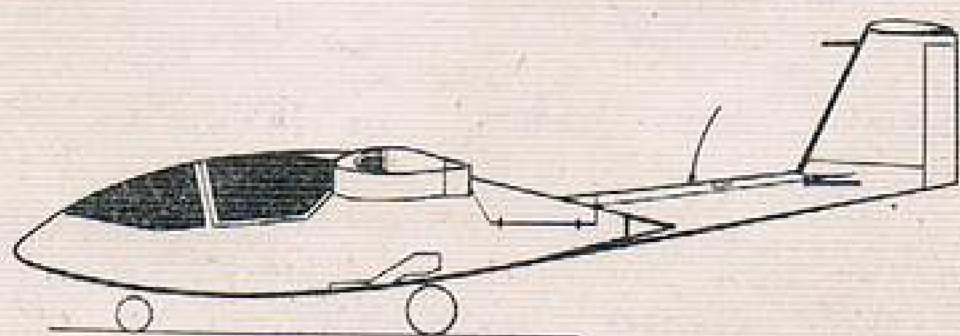
Stosunkowo szeroki kadłub o obrysie laminarnym jest w części nosowej zbudowany z tworzyw sztucznych. Pozostała część kadłuba jest metalowa. Dwa fotele załogi mają regulowane położenie, duże pochylenie i usytuowane są obok siebie. Sterownice zdwojone. Tablica przyrządów pojedyncza pośrodku kabiny. Osłona kabiny podnoszona do góry. Podwozie trójpodporowe wciągane elektrycznie do kadłuba. Hamulce hydrauliczne. Silniki zabudowane w kadłubie za kabiną załogi. Dostęp do silników poprzez odejmowanie pokrywy u góry kadłuba. Kadłub przedłuża belka ogonowa, na której zabudowane jest usterzenie w kształcie litery T.

Zespołem napędowym są dwa silniki KHD-T 317N, każdy o ciągu 1,08 kN. Wersja seryjna ma być wyposażona w silniki Microturbo TRS 18. Zapas



Caproni „Vizzola" — protot, p





Caproni „Vizzola" C22J

paliwa w skrzydłowych integralnych zbiornikach wynosi 250 dm³. Samolot może przenosić także dwa dodatkowe zbiorniki paliwa, umieszczone na końcu skrzydeł.

Instalacja elektryczna prądu stałego 28 V. Przewidziano różne wersje wyposażenia radionawigacyjnego.

Uzbrojenie samolotu składa się ze środków bojowych podwieszanych na 2 lub 4 węzłach podwieszenia. Maksymalna masa podwieszanego uzbrojenia — 200 kg.

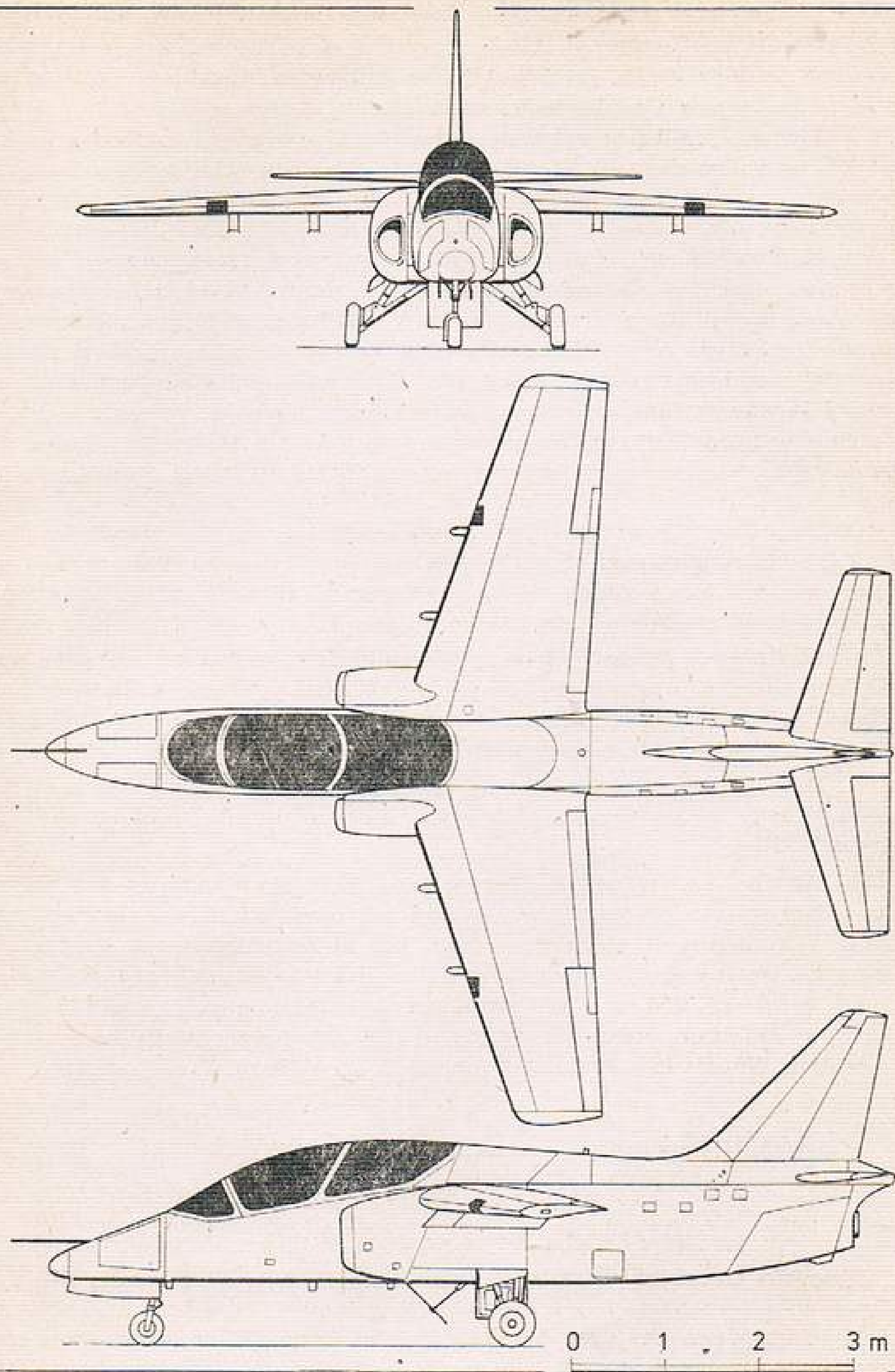
Dane techniczne. Rozpiętość — 10,0 m, długość — 6,19 m, wysokość — 1,88 m, powierzchnia płata — 8,75 m²; masa własna — 510 kg, masa startowa w konfiguracji gładkiej — 900 kg, maksymalna masa startowa — 1100 kg; osiągi przy masie samolotu w konfiguracji gładkiej: prędkość maksymalna na wysokości 2500 m — 530 km/h maksymalna prędkość przelotowa na wysokości 0 m — 465 km/h, na wysokości 5000 m — 470 km/h, ekonomiczna prędkość przelotowa — 300 km/h, prędkość minimalna w konfiguracji do lądowania — 120 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 9,2 m/s, pułap praktyczny — 9000 m, długość startu do wysokości 15 m — 550 m, maksymalny zasięg z 10% rezerwy — 1060 km.

SIAI Marchetti S. 211 (Włochy)

Na salonie lotniczym w Paryżu w 1979 r. wytwórnia lekkich samolotów SIAI Marchetti zademonstrowała makietę odrzutowego samolotu szkolno-treningowego, budowanego z inicjatywy własnej wytwórni. Opracowanie tego samolotu wytwórnia podjęła w nadziei znalezienia rynków zbytu na ten samolot, reklamowany jako znacznie tańszy od opracowanych ostatnio cięższych samolotów szkolno-trenin-



SIAI „Marchetti" S.211, zdjęcie makiety



SIAI „Marchetti" S.211

gowych i treningowych przejściowych. Prototyp samolotu S.211 ma zgodnie z planem dokonać pierwszego lotu w 1981 r.

Konstrukcja. S.211 jest jednosilnikowym, dwumiejscowym grzbietopłatem o usytuowaniu miejsc jedno za drugim.

Płat ma profil nadkrytyczny o dość dużej względnej grubości 15% u nasady i 13% na końcu skrzydła. Konstrukcja płata jest dwudźwigarowa. Na skrzydłach znajdują się lotki wychylane o kąt ±20° i klapy Fowlera o maksymalnym wychyleniu 40°.

Kadłub o konstrukcji półskorupowej mieści w części nosowej wyposażenie radionawigacyjne. Kabina jest ciśnieniowa, przykryta jednoczęściową osłoną otwieraną na bok. Drugi fotel umieszczony o 280 mm wyżej niż pierwszy. Zastosowano fotele typu Martin-Baker Mark 10. Za kabiną załogi znajduje się drugi przedział urządzeń radionawigacyjnych. W tylnej części kadłuba usytuowany jest zespół napędowy. Usterzenie samolotu jest konwencjonalne, pionowe — skośne. Wyważenie podłużne odbywa się poprzez przestawianie statecznika poziomego. Podwozie trójpodporowe, z przednim kołem, w locie całkowicie chowane do kadłuba.

Zespołem napędowym jest dwuprzepływowy silnik odrzutowy Pratt Whitney JT15D-11 o ciągu 9,81 kN. Silnik ten charakteryzuje dość wysoki stosunek przepływów 3,3 : 1. Zapas paliwa w zbiorniku kadłubowym i w zbiornikach integralnych w skrzydłach wynosi 750 dm³

Samolot ma prostą instalację hydrauliczną do wypuszczania i chowania podwozia i hamulców aerodynamicznych (umieszczonych pod kadłubem przed podwoziem głównym). Wyposażenie radionawigacyjne samolotu umożliwia loty w trudnych warunkach atmosferycznych.

Uzbrojenie mocowane jest na czterech podskrzydłowych węzłach podwieszenia. Każdy z nich przystosowany jest do przenoszenia środków bojowych o masie do 150 kg.

Dane techniczne. Rozpiętość — 12,60 m, długość — 9,28 m, wysokość — 3,73 m, powierzchnia płata — 12,6 m²; masa własna — 1420 kg, masa startowa w konfiguracji gładkiej — 2200 kg, maksymalna masa startowa — 2800 kg, maksymalna masa podwieszanego uzbrojenia — 600 kg; prędkość maksymalna na wysokości 7500 m — 648 km/h, prędkość minimalna w konfiguracji do lądowania — 122 km/h, pułap praktyczny — 1200 m, długość startu do wysokości 15 m — 440 m, długość lądowania z wysokości 15 m — 530 m.

Dassault/Breguet — Dornier „Alpha Jet" (Francja-RFN)

Projekt wstępny samolotu „Alpha Jet" wykonano w 1971 r. Porozumienie pomiędzy wytwórniami Dassault/Breguet i Dornier dotyczące budwy tego samolotu, zaaprobowane zostało przez rządy Francji i RFN w końcu 1972 r.

Podjęcie produkcji seryjnej nastąpiło w marcu 1975 r. Zbudowano cztery prototypy do badań w locie i dwa do prób statycznych i zmęczeniowych. Badania w locie prowadzono równolegle we Francji i RFN. Pierwszy z prototypów

dokonał pierwszego lotu w październiku 1973 r., ostatni z czterech — w końcu 1974 r. Do początku 1979 r. samoloty „Alpha Jet" wylatały łącznie 3000 godzin.

Porozumienie dotyczące produkcji seryjnej przewidywało wyprodukowanie po 200 sztuk samolotów dla Francji i RFN. Na wiosnę 1979 r. zawarto umowy na dostawę 89 samolotów w wersji „Alpha Jet" treningowej dla Armée de L'Air i 150 samolotów w wersji „Alpha Jet A" — szturmowej dla lotnictwa Bundeswehry. Ponadto Belgia zamówiła 33 samoloty w wersji E oznaczonych „Alpha Jet 1B". Kilka państw afrykańskich zakupiło łącznie 53 samoloty.

Przewidywane są dalsze zakupy tego samolotu przez inne państwa. Pierwszy samolot seryjny (E1), przeznaczony dla lotnictwa francuskiego, dokonał pierwszego lotu w listopadzie 1977 r. Pierwsze samoloty (E2) przekazano do eksploatacji w lecie 1978 r. Pierwszy samolot przeznaczony dla Belgii dokonał pierwszego lotu w lipcu 1978 r. Część zamówionych samolotów przekazano Belgii w 1979 r.

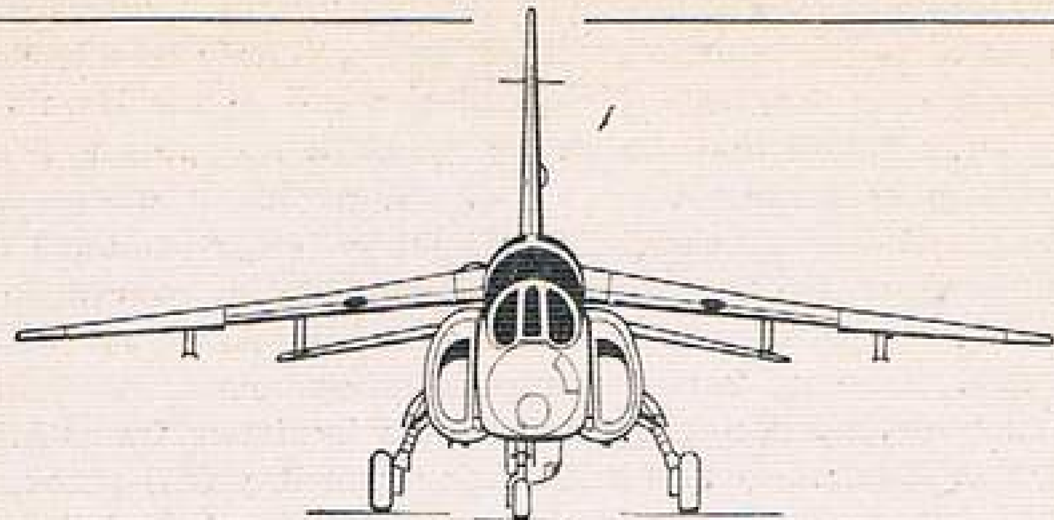
Pierwszy samolot w wersji seryjnej A1 dokonał pierwszego lotu w kwietniu 1978 r. Do eksploatacji w lotnictwie Bundeswehry samoloty seryjne weszły na początku 1980 r. Do końca 1979 r. wykonanych zostało ogółem 113 samolotów, a produkcja wzrosła łącznie do około 13 sztuk miesięcznie.

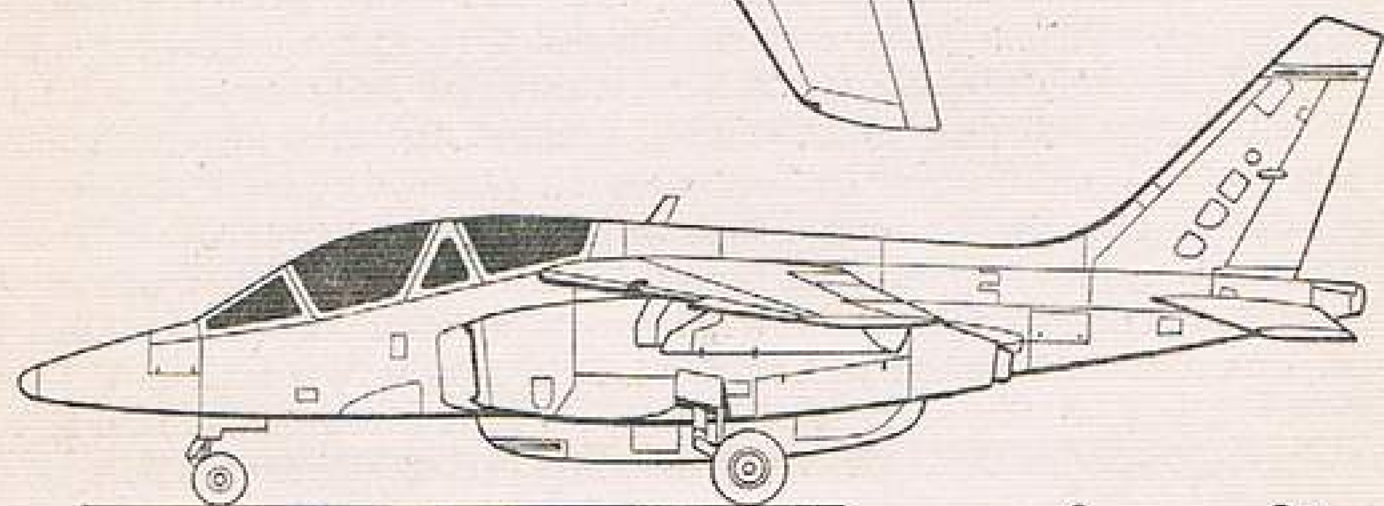
Każde z trzech państw, Francja, RFN i Belgia, posiada własną linię montażową. Istnieje ścisły podział kooperacyjny przy wytwarzaniu poszczególnych zespołów samolotu.

Konstrukcja. „Alpha Jet" jest całkowicie metalowym dwusilnikowym grzbietopłatem. Skrzydła są skośne o ujemnym wzniosie (—6°). Kąt skosu 1/4 cięciwy wynosi 28%. Względna grubość profilu skrzydła zmienia się od 10,2% w części przykadłubowej do 8,0% na końcu skrzydła. Zewnętrzne części skrzydeł mają uskok krawędzi natarcia. Na skrzydłach umieszczone są klapy typu Fowlera wychylane hydraulicznie i lotki, poruszane zdwojonymi wzmacniaczami hydraulicznymi z systemem „sztucznego czucia".

Kadłub ma konstrukcję półskorupową. Pokrycie jest frezowane mechanicznie i chemicznie (podobnie jak pokrycie skrzydła). Składa się w zasadzie z trzech części. Część przednia mieści dwumiejscową kabinę ciśnieniową, w której miejsca pilota i instruktora są usytuowane jedno za drugim i znajdują się pod oddzielnie otwieranymi osłonami. Wersja francuska jest wyposażona w fotele Martin-Baker Mk4, wyrzucane na minimalnej wysokości 0 m i przy prędkości lotu 167 km/h, zachodnioniemiecka — w fotele Stencel S-III-S3AJ (0 m, 0 km/h), belgijska — w fotele Martin-Baker Mk 10 (0 m, 0 km/h). W razie konieczności możliwe jest katapultowanie przy niezrzuconych osłonach. Płytowe usterzenie wysokości jest skośne i ma ujemny wznios. Usterzenie pionowe również skośne. Usterzenie poziome i ster kierunku wychylane za pomocą zdwojonych siłowników hydraulicznych. Wersja szturmowa jest wyposażona w tłumik myszkowania (wahań bocznych). Podwozie jest trójpodporowe, chowane hydraulicznie do kadłuba. Koła pojedyncze z niskociśnieniowymi oponami. Koła główne wyposażone w hamulce tarczowe z urządzeniami przeciwpoślizgowymi. Koła przednie sterowane. Wersja szturmowa wyposażona w odchylany hak, taki jak do skracania lądowania na lotniskowcach.

Zespołem napędowym samolotu są dwa dwuprzepływowe silniki SNECMA/Turbomeca Larzac 04-C5, każdy o ciągu 13,24 kN, zabudowane po obydwu stronach środkowej części kadłuba. Zbiorniki paliwa 1900 dm³ umieszczono





„Alpha Jet" — wersja szkolna



„Alpha Jet"

w kadłubie (3) i w skrzydłach (3 integralne). Samolot jest wyposażony w dwie niezależne instalacje hydrauliczne o ciśnieniu 20,7 MPa. Instalacja elektryczna o napięciu 28 V. W tylnej części kadłuba znajduje się komora wyposażenia nawigacyjnego, na które składają się radiostacje VHF i UHF, urządzenie identyfikująco-odpowiadające, urządzenia pokładowe VOR/ILS i TACAN, girobusola i rozmównica pokładowa. Wyposażenie nawigacyjne samolotu szturmowego składa się z dopplerowskiego systemu nawigacyjnego z komputerem, radiowysokościomierza, systemu odniesienia kursu i orientacji przestrzennej i in.

Uzbrojenie samolotu jest podwieszane na 5 węzłach podwieszenia: jednym podkadłubowym i czterech podskrzydłowych. Węzeł podkadłubowy służy do podczepienia zasobnika z działkiem DEFA kal. 30 mm lub Mauser 27 mm z 150 sztukami amunicji. Środki bojowe podczepiane pod podskrzydłowymi węzłami podwieszenia mogą składać się z zasobników pocisków rakietowych, bomb, zbiorników podwieszanych, pocisków kierowanych powietrze-powietrze i powietrze-ziemia i in. Maksymalna masa podwieszanych środków bojowych wynosi 2250 kg.

D a n e t e c h n i c z n e. Rozpiętość — 9,11 m, długość — 12,29 m, wysokość — 4,19 m, powierzchnia płata — 17,50 m²; masa własna — 3345 kg, masa startowa w konfiguracji gładkiej — 5000 kg, maksymalna masa startowa — 7500 kg, maksymalna masa podwieszanego uzbrojenia — 2250 kg; prędkość maksymalna na wysokości 0 m — 1000 km/h, prędkość minimalna w konfiguracji do lądowania — 167 km/h, maksymalna prędkość wznoszenia — 57 m/s, pułap praktyczny — 14 020 m, długość rozbiegu — 490 m, długość dobiegu — 610 m, maksymalny zasięg z dwoma zbiornikami dodatkowymi po 310 dm³ — 2687 km, długotrwałość lotu — 3 h 30 min.

Literatura

Air International (miesięcznik) — W. Brytania
Aviation Week (tygodnik) — USA
Flight (tygodnik) — W. Brytania
Flug Revue (miesięcznik) — RFN
Jane's All the Worlds Aircraft (rocznik) — W. Brytania
Krylia Rodiny (miesięcznik) — ZSRR
Letectvi — Kosmonautika (dwutygodnik) — Czechosłowacja
Technika Lotnicza i Astronautyczna (miesięcznik) — Polska
Skrzydlata Polska (tygodnik) — Polska
Prospekty wytwórni produkujących samoloty

Autorzy zdjęć: *Andrzej Glass* (s. 24, 36, 53 dolne, 54, 73, 99, 111, 165, 170, 212), *Bogusław Koszewski* (s. 68), *Tadeusz Królikiewicz* (s. 25), *Leszek Wróblewski* (s. 52 dolne, 53 górne), *Lech Zielaskowski* (s. 52 górne), ponadto zdjęcia ze zbiorów WAF oraz WPL.

Biblioteczka Skrzydlatej Polski

Cena zł 90.–

ISBN 83-206-0254-8